



Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i
Aeroespacial de Castelldefels

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

TREBALL FINAL DE GRAU

TÍTOL DEL TFG: Disseny d'un dron de baix cost per docència i missions humanitàries

TITULACIÓ: Grau en Enginyeria d'Aeronavegació

AUTOR: Albert Pueyo Vidal

DIRECTOR: Oscar Casas Piedrafita

DATA: 22 de febrer del 2018

Resum

Amb la realització d'aquest projecte es vol construir un UAV de baix cost que permeti donar cobertura a les assignatures de Projecte de drons, dins dels estudis de grau, i Aeronaus no tripulades, dins de les assignatures del màster de Drons, tots dos estudis de la Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels. En aquestes assignatures es té com a un dels objectius el fet de construir i fer volar un dron de manera pràctica i autònoma com a part dels estudis. Aquesta construcció ha de ser el punt de partida per el coneixement, basta en un aprenentatge autònom, amb profunditat de tots els subsistemes que conformen un dron. El seu disseny s'ha volgut enfocar cap a un entorn d'ajuda humanitària amb un doble objectiu:

Com a primer objectiu es planteja incorporar actuadors no presents en tots els dissenys dron, i així completar totes les àrees de disseny electrònic.

Finalment es pretén incentivar als alumnes per a una futura participació al Smart Drone Challenge, que és un concurs que anima a estudiants universitaris a construir un dron lleuger de com a màxim 7 kg dissenyat per a dur a terme missions humanitàries i de primers auxilis.

Overview

With this project, we want to build a low-cost UAV that will allow covering the subjects of Projecte de drons, in the undergraduate studies, and Aeronaus no tripulades, in the subjects of the Master's Degree, both studies of the School of Telecommunications and Aerospace Engineering of Castelldefels. In these subjects one of the main objectives is the fact of build and fly a dron in a practical and autonomous way as part of the studies. This build must be the starting point for the knowledge, it is enough in an independent learning, with depth of all the subsystems that make up a dron. His design has been focused on a humanitarian aid environment with a dual purpose:

As a first objective, it is proposed to incorporate actuators not present in all Dron designs, thus completing all areas of electronic design.

Finally, it is intended to encourage students to participate in the Smart Drone Challenge, which is a contest that encourages university students to build a light drone of up to 7 kg designed to carry out humanitarian missions and first aid.

GLOSSARI

UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
S&R	<i>Search and Rescue</i>
BLDC	<i>Brushless DC electric motor</i>
RPM	Revolucions per Minut
KV	Constant de velocitat del motor
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i>
PWM	<i>Pulse-Width Modulation</i>
BEC	<i>Battery Elimination Circuit</i>
I2C	<i>Inter-Integrated Circuit</i>
UART	<i>Universal Asynchronous Receiver-Transmitter</i>
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
ECG-IPG	<i>Electrocardiography</i>
NMEA	<i>National Marine Electronic Association</i>
PID	<i>Proportional Integrative Derivative</i>
PDB	<i>Power Distribution Board</i>
CAD	<i>Computer-aided Design</i>

ÍNDIX

INTRODUCCIÓ	10
CAPÍTOL 1. ESTAT DE LA TÈCNICA	11
1.1. Que es un UAV ?.....	11
1.2. Història dels drons	11
1.3. Classificació actual dels UAV	14
1.3.1. Segons el tipus d' UAV	14
1.3.2. Segons el tipus d'autonomia	17
1.3.3. Segons el pes.....	17
1.3.4. Contribució a la tècnica i objectius del projecte	18
CAPÍTOL 2. COMPONENTS DEL SISTEMA	19
2.1 Motors.....	20
2.1.1. Motors amb escombretes	20
2.1.2. Motors Brushless	21
2.2 Variador o ESC.....	23
2.3 Hèlix	25
2.4 Bateria.....	26
2.4.1 Paràmetres de la bateria	27
2.5 Controladora de vol.....	28
2.5.1. Característiques de la controladora de vol.....	29
2.6 Telemetria.....	30
2.7 Sistema d'alliberament de càrrega	31
2.8 Mòdul GPS.....	33
2.9 Buzzer	34
2.10 Emissora.....	35
CAPÍTOL 3. ANÀLISI TÈCNIC I ECONÒMIC	36
3.1 Control d'un UAV	36
3.2 Frame de l'UAV	40
3.3 Components.....	41
CAPÍTOL 4. MUNTATGE DEL DRON.....	45
4.1 El frame de l'UAV	45

4.2 Grup motor-propulsor.....	49
4.3 Electrònica	52
4.4 Calibrat	55
4.5 Plà de vol amb Mission Planner.....	57
CAPÍTOL 5. CONCLUSIONS	60
BIBLIOGRAFIA	62
ANNEX A	65
ANNEX B	68

ÍNDIX DE FIGURES

Fig. 1.1 Atac a la ciutat de Venècia.....	11
Fig. 1.2 Aerial Target i Kettering Bug.....	12
Fig. 1.3 DH.82 Queen Bee.....	12
Fig. 1.4 RP4 (OQ1).....	13
Fig. 1.5 AQM-34 i RQ4 Global Hawk.....	14
Fig. 1.6 Classificació de multirotors.....	15
Fig. 1.7 Raven RQ-11.....	16
Fig. 1.8 Arcturus Jump-15.....	16
Fig. 1.9 Tarot 650 Sport.....	18
Fig. 2.1 Arquitectura d'un UAV.....	19
Fig. 2.2 Motor elèctric d'escombretes.....	20
Fig. 2.3 Motor Brushless o BLDC.....	21
Fig. 2.4 Electronic Speed Controller.....	23
Fig. 2.5 Relació de l'ample de pols en una senyal PWM.....	24
Fig. 2.6 Hèlix per a UAV.....	25
Fig. 2.7 Bateria LiPo.....	27
Fig. 2.8 Controladores de vol Pixhawk i Naza V2.....	28
Fig. 2.9 NI myRIO, Pmod NAV i Arduino MEGA.....	29
Fig. 2.10 Telemetria.....	30
Fig. 2.11 Sistema ECG portàtil Cardiosense.....	31
Fig. 2.12 E- Flite Servoless Payload Release.....	32
Fig. 2.13 Mòdul GPS.....	33
Fig. 2.14 Buzzer.....	34
Fig. 2.15 Emissora Taranis X9D.....	35
Fig. 3.1 Funció de transferència en laç obert.....	38
Fig. 3.2 Resposta en laç obert de la funció de la planta Z.....	38
Fig. 3.3 Esquema del controlador PID en el domini temporal.....	39
Fig. 3.4 Resposta de la planta del model d'UAV amb el controlador PID.....	40
Fig. 4.1 Parts del frame TAROT 650 Sport.....	45
Fig. 4.2 Muntatge dels braços de l'UAV.....	46
Fig. 4.3 Estructura principal de l' UAV.....	46
Fig. 4.4 Estructura muntada part superior UAV.....	47
Fig. 4.5 Muntatge del tren d'aterratge.....	47
Fig. 4.6 Tren d'aterratge finalitzat.....	48
Fig. 4.7 Suport de la bateria.....	48
Fig. 4.8 Motor Hacker A20 34S.....	49
Fig. 4.9 Soldadures per al cablejat del motor.....	50
Fig. 4.10 Muntatge de la plataforma dels motors.....	50
Fig. 4.11 Soldadures d'alimentació dels variadors a la PDB.....	51
Fig. 4.12 Connector bullet.....	51
Fig. 4.13 Grup motor-propulsor finalitzat.....	52
Fig. 4.14 Acoblament PDB amb el tren d'aterratge.....	52
Fig. 4.15 Connexions SBUS i cables servo-motor.....	53
Fig. 4.16 Connexions a la Controladora de vol.....	54
Fig. 4.17 UAV finalitza.....	54
Fig. 4.18 Software de Mission Planner.....	55
Fig. 4.19 Assistent de configuració de Mission Planner.....	55

Fig. 4.20 Test de motors	56
Fig. 4.21 Mapa amb waypoints per on es vol volar.....	57
Fig. 4.22 Configuració dels waypoints d'una ruta	58
Fig. 4.23 Menú acció	58

INTRODUCCIÓ

En les últimes dècades, l'ús dels UAV (Unmanned Air Vehicle) ha augmentat exponencialment així com les seves aplicacions. Això es degut en gran mesura a la gran capacitat i versatilitat que ofereixen aquests vehicles a l'hora de desplaçar-se per zones i terrenys on altres tipus de vehicles terrestres o vehicles aeris tripulats veuen limitada la seva acció.

Aquest projecte té com a motivació principal, la construcció d'un prototip d'UAV de baix cost que permeti donar cobertura a les assignatures de Projecte de Drons, emmarcada dins dels estudis de grau i Aeronaus no tripulades, dins de les assignatures del màster de Drons, tots dos estudis de la Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels. En aquestes assignatures es té com a un dels objectius el fet de construir i fer volar un dron de manera pràctica i autònoma com a part dels estudis. Aquesta construcció ha de ser el punt de partida per el coneixement, basta en un aprenentatge autònom, amb profunditat de tots els subsistemes que conformen un dron. El seu disseny s'ha volgut enfocar cap a un entorn d'ajuda humanitària amb un doble objectiu:

Com a primer objectiu es planteja incorporar actuadors no presents en tots els dissenys dron, i així completar totes les àrees de disseny electrònic, d'aquesta manera s'adquireix una perspectiva més ampla en quant al potencial que tenen les aplicacions dron.

El segon objectiu va directament vinculat amb les missions humanitàries i de recerca i rescat (S&R). Aquestes són comuns avui en dia i moltes vegades les persones que s'hi veuen involucrades necessiten primers auxilis de la manera més ràpida possible. Els equips designats però, molts cops es veuen limitats degut al terreny o en alguns casos per culpa d'alguna catàstrofe natural. És en aquest punt on agafen rellevància els UAV. Mitjançant aquest projecte es pretén incentivar als futurs alumnes de les assignatures abans esmentades per tal de participar en un concurs ambientat en aquest tipus de missions. Es tracta de l' Smart Drone Challenge [1] celebrat anualment a la ciutat de Barcelona.

Aquest concurs tracta d'agrupar equips d'estudiants universitaris d'enginyeria amb la finalitat de construir un UAV lleuger de baix cost que serveixi per a missions humanitàries. D'aquesta manera es busca potenciar i adquirir habilitats en enginyeria Aeroespacial i d'aquesta manera agafar una experiència pràctica que prepari a l'alumnat per al món laboral.

CAPÍTOL 1. ESTAT DE LA TÈCNICA

1.1. Que es un UAV ?

Un UAV (de les sigles en Anglès: Unmanned Aerial Vehicle) es una aeronau on no hi ha pilot a bord. El vol pot ser controlat autònomament a través dels ordinadors embarcats i dels sensors dels quals disposa o bé pot ser pilotat per un pilot situat a una estació terrena a distància.

1.2. Història dels drons

La informació més antiga que es té en coneixença sobre l'ús de aeronaus no tripulades data de 1849 quan l'exèrcit Austríac va utilitzar globus carregats d'explosius per atacar la ciutat de Venècia.[2] La definició de globus, no s'acaba d'ajustar a la d'UAV que es coneix avui en dia, però sí que s'entén l'analogia que se'n fa, plataformes autònomes que son capaces de dur càrrega útil.



Fig. 1.1 Atac a la ciutat de Venècia.

Més endavant, a les acaballes de la Primera Guerra Mundial, es van fabricar els primers UAV pròpiament dits de la història. Un dels primers va ser l'Aerial Target, disseny proposat per Nikola Tesla i dut a terme per Archibald M. Low. Aquesta aeronau no tripulada era guiada mitjançant radiofreqüència AM baixa, feta servir la Royal Air Force per a millorar la punteria de l'artilleria antiaèria. També se'n preveia una gran efectivitat com a bomba dirigida per a lluitar contra els Zepelins, però la Gran Guerra va acabar abans que es desenvolupés la idea i el projecte no es va dur a terme.

Juntament amb l' Aerial Target, a finals de 1917 va néixer el *Hewitt-Sperry Automatic Airplane* més conegut com a Flying Bomb. Aquest UAV basat en un Curtiss N-9 es volia utilitzar com a torpede aeri i pot ser considerat com al predecessor del míssil de creuer dels temps actuals. Al mateix temps, Charles F. Kettering treballant per la US Army's va voler construir un disseny més simple i barat que el Flying Bomb dels germans Sperry i així va concebre el Kettering Bug, que va ser no va poder competir amb l'Sperry i el projecte es va veure abandonat.

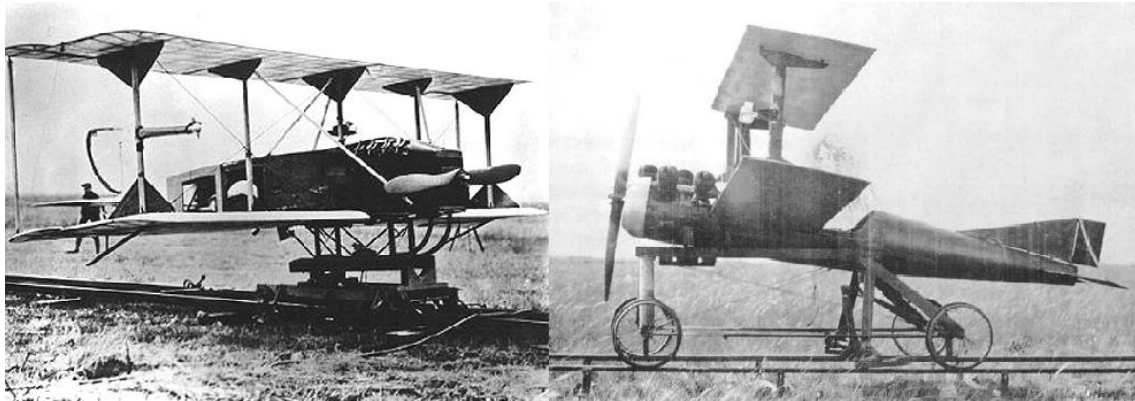


Fig. 1.2 Aerial Target i Kettering Bug.

En el període entre guerres, una de les fites més importants va ser la construcció del DH.82B Queen Bee derivat de l'aeronau d'entrenament Havilland Tiger Moth. El DH82B era la primera diana que es podia reutilitzar, cosa que afavoria el seu ús. Durant aquell període se'n van arribar a construir unes 380 unitats. Es creu que del seu nom se'n deriva el terme dron.

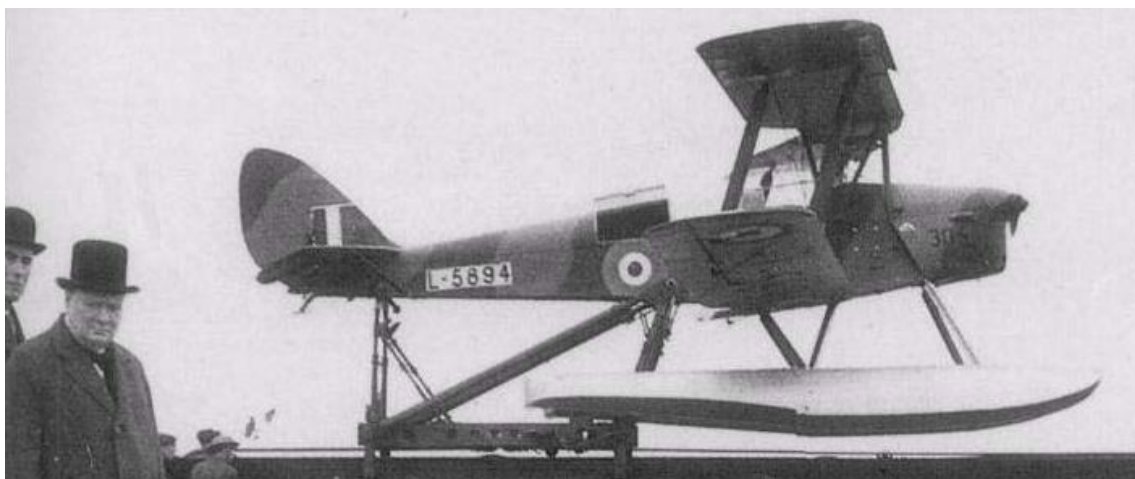


Fig. 1.3 DH.82 Queen Bee

Una mica més endavant i a punt d'entrar en la Segona Guerra Mundial, l'actor Reginald Leigh Dugmore, al que li apassionava el món de l'aviació, va crear la empresa Reginald Denny Industries. Aquesta empresa es dedicava a la construcció d'avions a control remot. Per augmentar les seves ventes, va decidir vendre els seus prototips a baix cost a l'exèrcit per fer-los servir com a diana. Va invertir molts diners en la optimització dels seus models i com a conseqüència casi ho perd tot, però al 1939, amb el començament de la II Guerra Mundial, l'exèrcit es va interessar en els seus prototips i varen encarregar 53 unitats del model RP4, el qual van rebatejar com a OQ1. Aquest model juntament amb el Target Drone Denny 1 (TDD), es van començar a construir massivament.

Finalment l'empresa va ser comprada per Northop, empresa que avui dia, es puntera en el tema de UAV.



Fig. 1.4 RP4 (OQ1).

A meitats del segle XX, la missió principal dels UAV canvia de tarannà. Fins aquell moment, els drons havien servit majoritàriament com a blancs mòbils que facilitaven l'entrenament d'artilleria anti-aèria dels exèrcits. A partir d'aquest moment i fins als temps actuals, comencen a utilitzar-se en missions de reconeixement. Un dels primers models impulsats per EEUU va ser l' AQM-34. Es controlava a través d'un DC-130 i podia recuperar-se mitjançant un paracaigudes. L' AQM-34 va estar en servei des de 1951 fins al 1975, realitzant un total d'unes 34.000 missions de reconeixement.

L' auge d'aquest tipus de drons va venir propiciat per la Guerra Freda i la Guerra del Vietnam, en les quals, s'utilitzaven aquestes aeronaus per a obtenir informació del terreny enemic. El punt culminant d'aquest tipus d' UAV es va donar al 1994 amb la aparició dels drons RQ de Northop. Aquests s'utilitzen avui en dia en missions de reconeixement de gran envergadura.

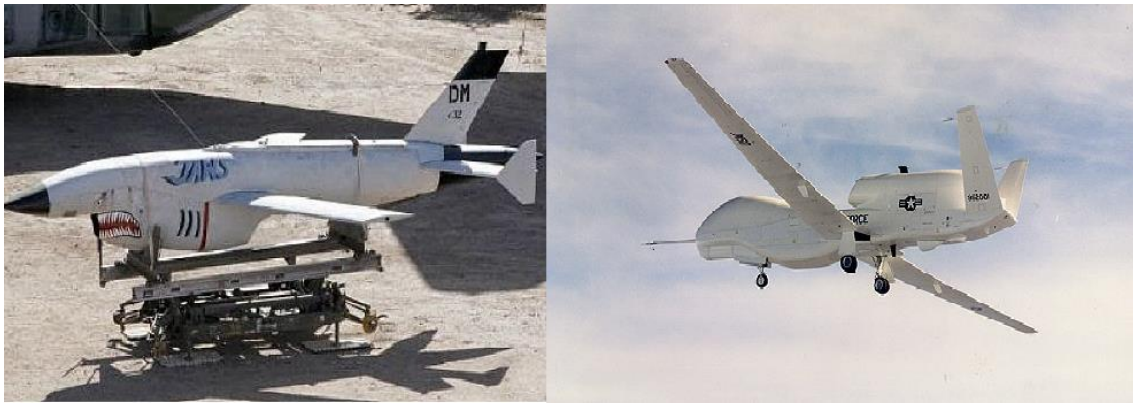


Fig. 1.5 AQM-34 i RQ4 Global Hawk.

En els temps més recents, el món dels UAV s'ha traslladat (com ha passat amb molts altres artefactes) a l'àmbit civil. Així doncs, els trobem en solucions comercials com ara l'agricultura, la fotografia, el control d'incendis forestals, missions humanitàries etc. També, cada cop més, els trobem per a oci amb un gran varietat de models. Així doncs, el món dels UAV ha patit molts canvis des del seu primer ús fa vora 150 anys i s'espera que en els propers anys s'integrin profundament en la vida quotidiana de l'ésser humà.

1.3. Classificació actual dels UAV

Aquest apartat tracta de clarificar quins tipus de UAV existeixen actualment tant en el marc comercial com en el militar. La característica més important a la hora de classificar un UAV es el tipus de dron. Es distingeixen tres grans branques, els multirotors, els drons d'ala fixe i altres sistemes com per exemple els híbrids o els ornitòpters. Una altra característica important es l'autonomia de l'UAV, que pot variar de drone autònom a drone controlat plenament per un pilot en remot. Un altre paràmetre important a l'hora de categoritzar els UAV es la mida, que oscil·la entre mida insecte i pot arribar a la mida d'un avió comercial de passatgers. Finalment per acabar de definir els drons tenim dos trets no tant rellevants que son el pes i la font d'energia utilitzada.

1.3.1. Segons el tipus d' UAV

Com s'ha comentat abans, la característica més important a l'hora de classificar un UAV es el tipus. La gran majoria de dispositius es poden agrupar en dues grans categories que són els multirotors i els UAV d'ala fixe. La tercera engloba els híbrids i els ornitòpters, però aquest grup es molt menys nombrós que els anomenats anteriorment.

1.3.1.1 Multirotors

Els multirotors són sens dubte els UAV més utilitzats avui en dia. Aquest tipus de d'aeronaus utilitzen aspes giratòries per propulsar-se. N'hi ha diferents models, com per exemple el *quadrotor*, l'*hexarotor* o l'*octorotor*. Caracteritzats pel nombre de rotors i la distribució d'aquests en el vehicle.

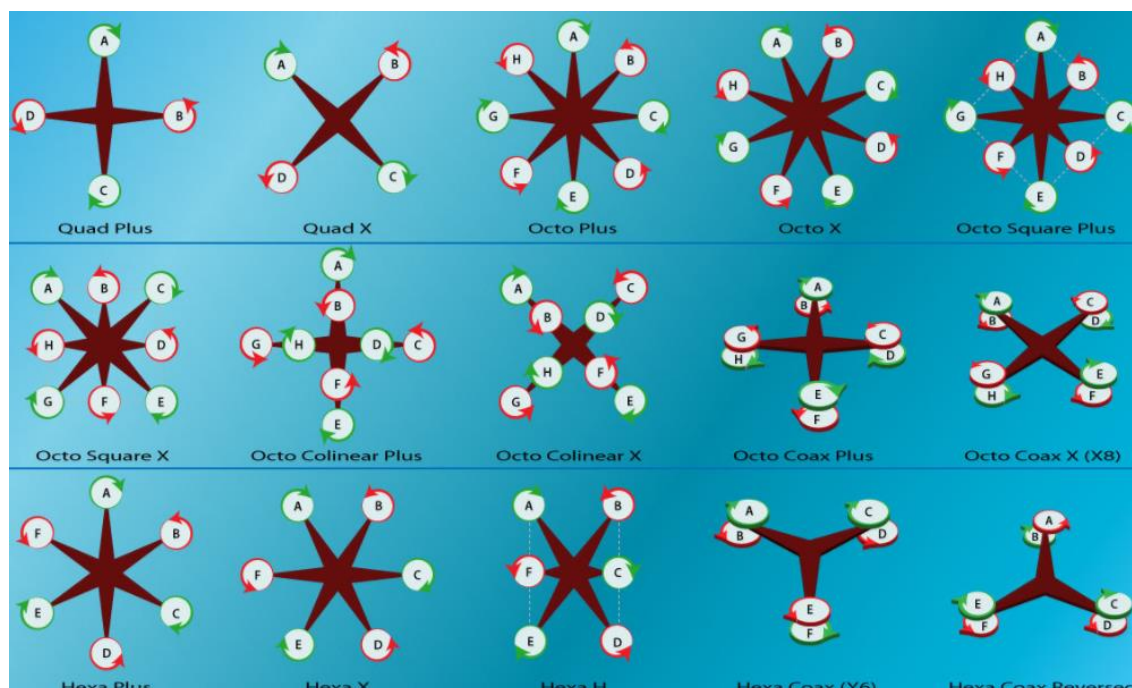


Fig. 1.6 Classificació de multirotors

Una de les avantatges a l'hora d'utilitzar els UAV multirotor es la capacitat que tenen aquests per enlairar-se i aterrar sense la necessitat d'una pista d'aterratge. A part d'això, aquest tipus d'aeronaus no tripulades poden mantenir-se immòbils en l'aire durant una certa estona, la qual cosa els hi dona un punt de versatilitat en quant a tasques de vigilància o fotografia. En contrapartida, aquestes aeronaus, son bastant lentes i no serveixen per a vols de llarga durada.

1.3.1.2 Els UAV d'ala fixe

Aquest tipus d'aeronaus no tripulades es caracteritzen per la seva estructura fixe. Els UAV d'ala fixe disposen d'una gran eficiència aerodinàmica i es per això son capaços de recórrer grans distàncies en comparació amb els seus competidors directes, els multirotors. En contraposició, els hi resulta una mica més complicat el fet de realitzar vigilància o fotografia. Un gran exemple d'aquests drons es el Raven RQ-11 utilitzat per l'exèrcit Nord Americà i adoptat posteriorment per altres països.



Fig. 1.7 Raven RQ-11

1.3.1.3 *Altres sistemes*

En aquesta categoria entren els UAV que no es poden considerar ni drons d'ala fixe ni multirotors. Un exemple d'aquests són els ornitòpters, sistemes que intenten imitar el vol dels insectes o de les aus. Els ornitòpters estan actualment sota investigació i les seves aplicacions encara són molt limitades. També existeixen els sistemes que s'anomenen híbrids. Aquests tenen propietats dels multirotors i els UAV d'ala fixe a la vegada. Això els proporciona certes avantatges dels multirotors (enlairament vertical) i d'altres dels UAV d'ala fixe (cobrir grans distàncies). Un exemple d'aquests tipus de drons es l'*Arcturus Jump-15*.



Fig. 1.8 Arcturus Jump-15

1.3.2. Segons el tipus d'autonomia

Per fer la comparativa des del punt de vista de l'autonomia, primer s'ha diferenciar entre els conceptes d'automàtic i autònom. En primer lloc automàtic es un sistema pre-programat que porta l' UAV incorporat i que actua per si mateix. D'altra banda un sistema autònom es aquell sistema treballen de forma automàtica però a més a més porten incorporat una sèrie d'eines que els permet controlar algunes situacions imprevistes, d'aquesta manera aquest sistema ajuda a la presa de decisions. Un cop aclarit aquest concepte, per a categoritzar els UAV dins d'aquesta classificació s'ha seguit el model del United States Department of Defense. Aquest model té quatre nivells d'autonomia. De menys a més autonomia, en el primer nivell l'aparell es completament controlat per un pilot. El segon nivell d'autonomia el tenen els sistemes que poden actuar sense la manipulació directa de l'ésser humà, com per exemple el control de motors d'un UAV. En el tercer nivell d'autonomia, l'aparell pot realitzar tasques autònomament sota supervisió humana. Per últim el quart nivell d'autonomia es aquell en que l'UAV es completament autònom. A aquest se li carreguen les ordres pertinents abans de començar el vol i ja no necessita de més interacció humana per a realitzar la tasca encomanada. En cas de que succeeixi una emergència però, un pilot pot intervenir.

1.3.3. Segons el pes

Una altra manera de classificar els UAV es a partir del seu pes. Partint d'aquesta base hi ha tres categories essencials. La primera es la dels micro-drons, que va des dels pocs grams fins als 2 kg de pes. Un exemple d'aquest tipus d'UAV es el *RC Micro Drone* que té un pes de 63,5 g. Aquest tipus de drons s'utilitzen avui en dia en vols d'interiors i són en gran part per a ús civil. En segon lloc es troben els drons petits, que agrupen els UAV a partir dels 2 kg fins als 25 kg. Aquesta es potser la categoria més explotada en els últims temps des de que s'han introduït els UAV en el món civil. S' utilitzen en una gran varietat d'aplicacions, com la fotografia, les entregues de paquets, el control d'incendis forestals, manipulació de materials perillosos o simplement com a forma d'oci. En últim lloc es troben els UAV grans. Aquests engloben des dels 25 kg fins als 150 kg o més de pes. Aquests UAV són principalment d'ús militar, i entre les seves aplicacions i trobem la vigilància o el combat aeri.

1.3.4. Contribució a la tècnica i objectius del projecte

Amb aquest projecte, es vol aconseguir dissenyar un UAV petit (3 - 4 kg) de baix cost focalitzat en missions de S&R i primers auxilis. Avui en dia existeixen zones habitades per l'ésser humà que són de difícil accés. Aquest tipus d'UAV servirà per accedir a aquestes zones i poder enviar petits paquets de càrrega humanitària, ja siguin primers auxilis com per exemple medicines, vacunes, sang o altres subministres mèdics com un dispositiu ECG-IPG portàtil. També podrà ser usat en cas de que hi hagi una catàstrofe natural (tsunamis, terratrèmols, huracans etc.) podent enviar d'aquesta manera paquets amb primers auxilis o menjar i beure si és necessari.

Primer de tot cal mencionar que la característica més important d'aquest dron serà el cost de fabricació del mateix. Es vol que aquest UAV sigui econòmic per tal de que la producció d'aquest no sigui molt costosa i d'aquesta manera sigui més accessible. Per a fer-ho es comprarà un frame en el qual s'integraran els components de l'UAV, alguns d'ells reutilitzats. L'artefacte també incorporarà un sistema d'alliberament de càrrega que funcionarà mitjançant un servo.

Com a mètode d'autoaprenentatge de cara a l'assignatura *Projecte de drons i Aeronaus no Tripulades*, es detallarà de forma acadèmica els elements més rellevants de l'UAV així com els processos necessaris per a construir un UAV plenament funcional. D'aquesta manera es consolidaran els fonaments teòrics que hi ha en el món dels UAV.

El frame escollit es el *Tarot 650 Sport*, un quadrotor de gamma intermèdia d'aquesta marca que disposa de connexions integrades en el mateix frame, cosa que en facilita el muntatge.



Fig. 1.9 Tarot 650 Sport

CAPÍTOL 2. COMPONENTS DEL SISTEMA

En aquest capítol s' introduiran i es miraran en detall els components que formaran part de l' UAV. Això servirà per a entendre com funciona en conjunt el dron. Un cop entesa la dinàmica dels components del conjunt, es farà menció dels components escollits per a l'actual projecte.

Primer de tot cal presentar la arquitectura amb la qual es representa un UAV que es mostra en la imatge següent:

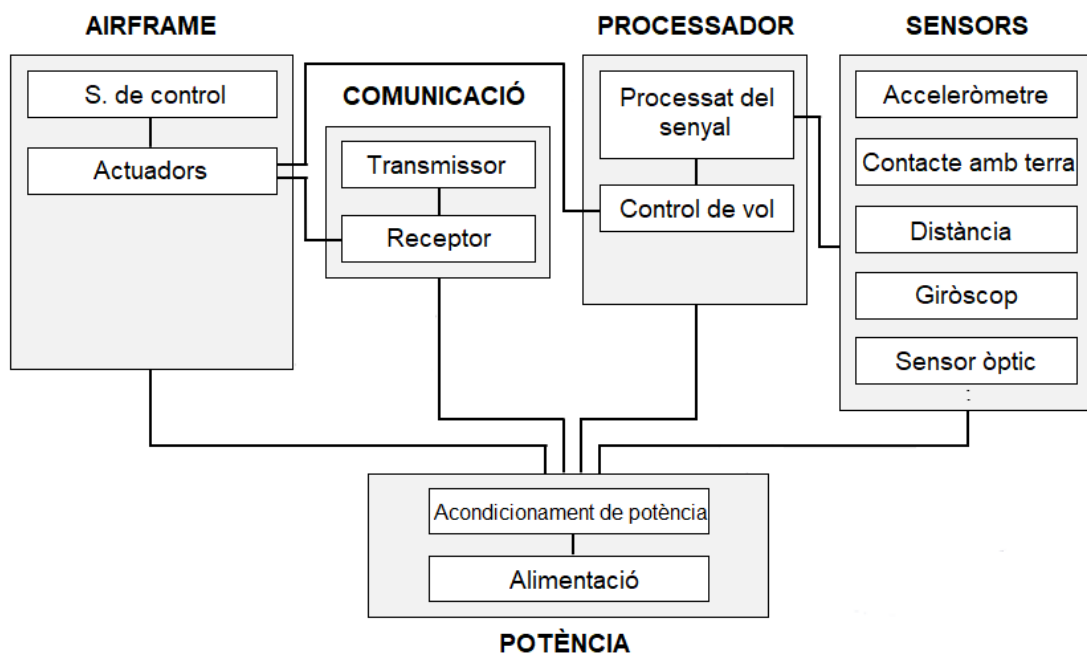


Fig. 2.1 Arquitectura d'un UAV

Aquesta arquitectura es manté constant per a qualsevol tipus de dron, ja sigui un dron d'ala fixe, un quadrotor o un dron híbrid. Seguidament es farà un aprofundiment en el que són els subsistemes que conformen un UAV tot seguint aquest model proposat.

Primerament es farà un anàlisi del grup motor format pels motors, els variadors i les hèlix, que es troba encapçalat en les categories de superfícies de control i actuadors.

2.1 Motors

Els motors d'un dron són l'element a partir del qual aquest es sustenta en l'aire. Per tant es un dels components més rellevants del sistema. Hi ha dos tipus de motors per a drons, de combustió i elèctrics. En aquest projecte s'ha optat per la opció d'utilitzar motors elèctrics ja que el seu pes es considerablement menor que en el cas dels motors de combustió. Un altre motiu pel qual s'han escollit els motors elèctrics es perquè requereixen de poc manteniment.

Existeixen dos tipus de motors elèctrics, amb escombretes i sense, comunament anomenats *Brushless*. Ambdós s'explicaran en el següent apartat.

2.1.1. Motors amb escombretes

Aquest tipus de motors són dels més comuns quan es parla de motors elèctrics. Estan conformats per un imant estàtic anomenat estator, un imant giratori anomenat rotor.

L'estator es la part fixe del motor, aquest no es mou mecànicament però si ho fa magnèticament.

El rotor es la part mòbil del motor i és l'encarregada de la transferència d'energia elèctrica en energia mecànica.

Aquest tipus de motors utilitza escombretes connectades al rotor per a realitzar el canvi de polaritat del rotor. Aquestes escombretes pateixen de desgast mecànic per la rotació del motor. Per aquest motiu es preferible utilitzar en aquest tipus d'aplicacions els motors *Brushless* que s'explicaran a continuació.

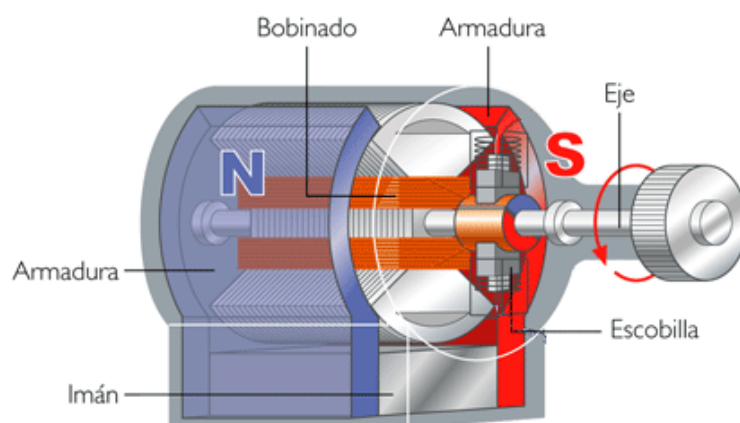


Fig. 2.2 Motor elèctric d'escombretes.

2.1.2. Motors Brushless

Els motor *Brushless* o també anomenats motors BLDC són els escollits per a la realització d'aquest projecte. N'hi ha de dos tipus principalment, els *Outrunner* i els *Inrunner*. La gran diferència entre aquests dos grups es la velocitat (revolucions per minut) que agafen. Els *Outrunner* troben el seu parell màxim a baixes revolucions, en canvi, els *Inrunner*, ofereixen el seu parell màxim a unes rpm molt més elevades. D'aquesta característica se'n extreuen les aplicacions principals. En el cas d'estudi el motor escollit es el TAROT 4006 i es tracta d'un motor Brushless Outrunner que troba el seu parell màxim a 9176 RPM.

La característica principal dels motors BLDC, es que no tenen escombretes. El fet de no tenir escombretes redueix el manteniment que se li ha de fer al motor i per altra banda redueix el soroll interferent que creen les escombretes al estar en contacte amb el rotor del motor. A més a més disposen d' un rati potència/pes bastant elevat que millora la autonomia del sistema en global.



Fig. 2.3 Motor Brushless o BLDC

Una de les avantatges que presenta aquest tipus de motor es el fet de la popularització dels UAV d'ala rotatòria en el món civil. Gràcies a aquesta popularitat, es poden trobar molts models diferents d'aquests motors amb potències diferents, cosa que permet buscar el motor ideal per a cada UAV.

Aquests tipus de motors tenen un seguit de paràmetres essencials que es discutiran en el següent apartat.

2.1.2.1 Paràmetres dels motors Brushless

Els motors BLDC, es regeixen per un seguit de variables que parametritzen les seves funcions. D'aquesta manera es més fàcil saber quin motor triar per a cada tasca.

La primera variable a definir es la constant de velocitat del motor o K_v . Aquesta té unitats de rpm/V. Aquesta constant ens indica les revolucions màximes per cada volt aplicat al bobinat del motor. La constant de velocitat del motor i el parell motor estan relacionats de la següent manera:

- K_v elevada indica revolucions del motor elevades però parell motor baix.
- K_v moderada indica un balanç entre parell motor i velocitat d'aquest.
- K_v baixa indica es senyal d'un gran parell motor però rpm baixes.

Per a la realització d'aquest projecte s'ha triat un valor de K_v moderat de 620 K_v ja que l' UAV a construir no serà excessivament pesat (entre 3 i 4 kg de pes) i d'aquesta manera s'aconsegueix un balanç entre parell i rpm.

Una altra variable important a l'hora d'escollir un motor, es la numeració que es troba normalment abans de la constant de velocitat del motor. Aquests quatre dígitos indiquen les mides físiques del motor. Els dos primers nombres indiquen el diàmetre del estator i els dos següents la seva altura. Així si es té un motor amb les indicacions 2212 2300 K_v s'està dient que el rotor mesura 22 mm de diàmetre i 12 mm d'altura. També s'està dient que si se li subministra 1 V aquest motor ofereix com a màxim 2300 rpm.

Altres paràmetres importants referents als motors BLDC són el corrent màxim que suporta mesurada en Amperes (A), l'empenta que genera mesurada en grams, la potència que genera mesurada en Watts i la eficiència del motor, resultant de dividir la empenta entre la potència entre d' altres paràmetres.

No.Of cells	2-3xLi-Poly	Model	Cell Count	RPM/V	Prop (APC)	RPM	MAX current (<60S)	Thrust
Stator dimensions	28x15mm	GT2815/07	3S	1100	11x5.5	9400	36A	1800g 3.97lb
Shaft diameter	5mm		2S	1100	13x6.5	5960	30A	1330g 2.93lb
Weight	120g/ 4.23oz	GT2815/05	3S	1500	9x4.7	14300	30A	1440g 3.17lb
Recommended model weight	800-1800g		3S	1500	9x4.5	11800	34A	1400g 3.09lb
Recommended prop without gearbox	10x5 13x6.5							

Taula 2.1 Paràmetres d'un motor Brushless

2.2 Variador o ESC

El variador també conegut com a ESC per les seves sigles en anglès *Electronic Speed Controller* es una de les peces més importants d'un UAV. És l'encarregat de controlar la velocitat de gir dels motors així com la seva direcció.



Fig. 2.4 Electronic Speed Controller

Per a fer-ho, el variador envia una senyal trifàsica d' igual freqüència als motors. Aquestes senyals son sinusoïdals i estan desfasades 120° respectivament són les encarregades d'activar els bobinats del motor.

Els variadors treballen mitjançant senyals modulades per ample de pols o PWM 3 que provenen de la controladora de vol. La modulació PWM d'una senyal és una tècnica en la que es modifica el cicle de treball¹ d'una senyal periòdica per d'aquesta manera controlar la quantitat d'energia que s'envia a una càrrega, en aquest cas els motors.

Les senyals PWM segueixen la equació següent:

$$y = 1/T \int_0^T x(t) \cdot dt \quad (2.1)$$

On $x(t)$ és la senyal PWM

T la inversa de la freqüència de modulació

y és el valor mig

¹ En electrònica el cicle de treball és la relació que existeix entre el temps en el que la senyal es troba en estat lògic alt i el seu període. El seu valor està comprès entre 0 i 1.

Mitjançant el control de l'ample de pols (que normalment varia entre 1 i 2 ms) es pot controlar directament la velocitat de gir que tenen els motors. Com més ample sigui el pols, més elevat serà el voltatge mig en estat lògic alt i per tant el motor disposarà de més energia.

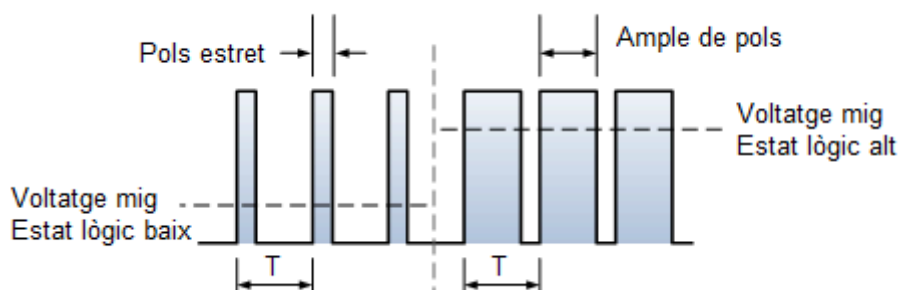


Fig. 2.5 Relació de l'ample de pols en una senyal PWM

Una de les avantatges que proporciona l'ús d'aquest tipus de senyals en el control de motors DC, es que mitjançant aquesta tècnica la pèrdua energètica és molt baixa i el parell motor² es manté gairebé constant.

La connexió de l'ESC a la controladora es fa mitjançant tres cables, un que conté la senyal provinent de la controladora i dos cables més que serveixen per alimentar el propi ESC.

Actualment molts variadors porten integrat un altre sistema anomenat *BEC* de les seves sigles en anglès *Battery Elimination Circuit*. Aquest es un circuit que aprofita el voltatge elevat de la bateria principal de l'UAV i l'adapta a un voltatge inferior per tal de que pugui ser utilitzat per altres components del dron. Això comporta certes avantatges com per exemple la reducció de pes total en la aeronau ja que no s'ha de recórrer a una bateria addicional. Això indirectament millora la autonomia del UAV.

Un dels paràmetres més importants a l'hora d'escollir un ESC es el màxim d'Amperes que aquest pot entregar al motor. Aquest es un factor limitant, ja que si se supera aquest llindar es pot arribar a cremar el component amb la conseqüent pèrdua del motor.

² Parell motor: És el moment de força que exerceix un motor sobre l'eix de transmissió de potència. La potència generada pel parell motor és proporcional a la velocitat angular de l'eix de transmissió.

2.3 Hèlix

Les hèlix en un UAV són les encarregades de generar sustentació a través de la potència generada pels motors, per tant, és un element fonamental per a que l'artefacte es pugui mantenir en l'aire.



Fig. 2.6 Hèlix per a UAV

Una hèlix es compon de dues aspes, depenent de diversos factors el més normal és que en disposi de dues, però poden arribar a ser tres, quatre o múltiples aspes. N'hi ha de diversos materials, com per exemple el niló, la fibra de carboni, el plàstic, la fibra de vidre o simplement de fusta. La elecció del material depèn de l'aplicació en la qual l'UAV serà fet servir.

Per entendre el funcionament d'una hèlix, s'ha de pensar que funciona de forma molt similar a una ala. El gir de l'aspa accelera l'aire cap trailing edge del perfil d'aquesta i deflacta una gran massa d'aire, de tal manera que es genera una acceleració en el sentit contrari a l'aire deflactat, es a dir, en la direcció d'avanç de l'artefacte. Degut a que cada punt de l'aspa es mou amb una velocitat diferent (molt més elevada a la punta de l'aspa) es varia l'angle d'atac des de l'arrel d'aquesta fins a la punta per tal de compensar aquesta diferència de velocitats.

En quant a paràmetres d'una hèlix per a UAV n'hi ha un a destacar. Cada hèlix està marcada amb quatre nombres. Els primers dos dígits indiquen la mida que té aquesta des de l'eix de rotació fins a la punta. Els altres dos indiquen l'angle d'atac d'aquesta.

Per a la realització d'aquest projecte, s'ha escollit una hèlix de plàstic de 15 polzades i 5,5 d'angle d'atac. Aquesta elecció ha vingut donada pel motor escollit.

Un cop s'ha examinat el que són els elements englobats en les superfícies de control i els actuadors, s'ha donat pas al subsistema de potència d'un UAV, que és l'encarregat de subministrar energia a l'artefacte per a que aquest realitzi les seves funcions amb normalitat.

2.4 Bateria

La bateria és l'element que s'encarrega de proporcionar energia a l'UAV. Per a la realització d'aquest projecte s'ha triat una bateria del tipus LiPo o el que es el mateix bateria de polímers de liti. Aquest tipus de bateries tenen certs avantatges i inconvenients respecte de les seves competidores directes, les bateries de Níquel-Cadmi (NiCad) o les NiMh:

- Les bateries LiPo no pesen gaire i ofereixen una gran versatilitat en quan a forma i mida.
- Tenen una gran capacitat d'emmagatzematge en relació a la seva mida.
- Ofereixen uns ratis de descàrrega molt elevats. Això encaixa perfectament amb els motors escollits, ja que aquests demanden una gran quantitat d'energia.

Tot i les nombroses avantatges que ofereixen aquest tipus de bateries, no són ideals i tenen també una sèrie d'inconvenients.

- Aquest tipus de bateries avui en dia són bastant costoses econòmicament en comparació amb les bateries tradicionals NiCad o NiMh.
- Tenen un cicle de vida útil molt reduït, aproximadament entre cent i tres-cents cicles de càrrega.
- Requereixen uns procediments especials en quant a la càrrega i la descàrrega. Si no se segueixen aquests procediments, la vida útil d'aquestes bateries baixa dràsticament.

Després d'analitzar els avantatges i inconvenients d'aquest tipus de bateries, es pot dir que aquestes són el tipus indicat per al projecte. A continuació es detallaran els paràmetres que s'han de tenir en compte a l'hora de triar una bateria del tipus LiPo.

2.4.1 Paràmetres de la bateria

Per escollir una bateria que s'adeqüi a l'UAV que es vol construir s'han de tenir en compte una sèrie de paràmetres que influiran de manera directa en el rendiment del dron.

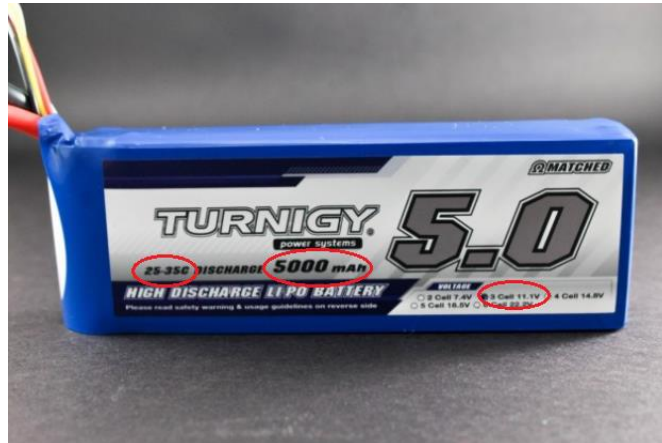


Fig. 2.7 Bateria LiPo

El primer paràmetre a comentar és el voltatge d'aquesta. Les bateries del tipus LiPo, estan formades per cel·les connectades en sèrie de 3.7 V cadascuna. Per denotar aquesta característica, en la majoria de bateries es posa el paràmetre S precedit d'un nombre. El paràmetre S equival a una cel·la de 3.7 V, per tant si la bateria es 3S com es el cas de la fotografia anterior, significa que la bateria té un voltatge màxim equivalent a 11.1 V.

El següent paràmetre es la capacitat d'aquesta. S'expressa en mAh, es a dir, si la bateria disposa de 5000 mAh, i a aquesta se li connecta una càrrega de 5 A, trigarà exactament una hora en descarregar-se completament. Quant més gran sigui la capacitat de la bateria, més pesada serà aquesta. Per tant, s'ha de mantenir un equilibri entre la capacitat que s'escull i el pes que implica per l'UAV.

Per últim, un altre paràmetre important a l'hora de triar una bateria es la taxa de descàrrega d'aquesta, es a dir, com de ràpid es pot descarregar la bateria de forma completament segura, Aquest paràmetre s'indica amb un nombre seguit d'una C. Aquesta magnitud és inversament proporcional amb el temps, això vol dir que si una bateria es de 25C i se li connecta una càrrega que consumeix 25 A, trigarà 2.4 min a drenar-la completament.

Un cop el subsistema de potència ha quedat aclarit, ara es presentarà el subsistema de control. Aquest subsistema és el cor del drone, és l'encarregat de processar i transmetre totes les dades per a poder dur a terme un vol amb normalitat.

2.5 Controladora de vol

La controladora de vol, tal com indica el seu nom, és l'element encarregat de controlar tots els paràmetres de vol. És el nucli de l'UAV. Avui en dia hi ha moltes controladores de vol diferents que s'utilitzen segons la tipologia del dron que es vol construir. Entre les més conegudes s'hi troben la Pixhawk que neix de l'agrupació entre 3D Robotics i ArduPilot i la Naza del grup DJI. També existeixen altres controladores com AeroQuad32, AutoQuad, Crius All in One, DJI Wookong, Hoverfly Pro, SmartAP Autopilot i varies més.



Fig. 2.8 Controladores de vol Pixhawk i Naza V2

En un primer moment, per a la realització d'aquest projecte, també s'ha intentat confeccionar una controladora de vol a partir de varis elements. Com a nucli d'aquesta controladora s'havia proposat la NI myRIO, que és un dispositiu embebit que disposa de múltiples entrades i sortides, tant analògiques com digitals, acceleròmetre propi, un processador i un FPGA³. Com que aquest sistema no disposava de tots els elements necessaris per a conformar una controladora de vol, se li va acoblar mitjançant un bus SPI⁴ un dispositiu anomenat Pmod NAV 4 el qual disposava de un acceleròmetre de tres eixos, un giroscopi de tres eixos, un magnetòmetre de tres eixos i un baròmetre digital. El software de vol Ardupilot anava connectat al NI myRIO a través d'una taula Arduino Mega.

³FPGA: De les sigles en anglès *Field Programmable Gate Array*, es tracta d'un dispositiu programable que conté blocs lògics dels quals la seva funcionalitat i interconnexió es pot configurar in situ mitjançant un llenguatge de programació especialitzat.

⁴ El bus SPI (de l'anglès *Serial Peripheral Interfície*) és un estàndard de comunicacions utilitzat principalment per a la transferència de dades entre circuits integrats en equips electrònics. El bus sèrie d'interfície de perifèrics, o bus SPI, és un estàndard per a controlar qualsevol dispositiu electrònic digital que accepti un flux de bits sèrie.

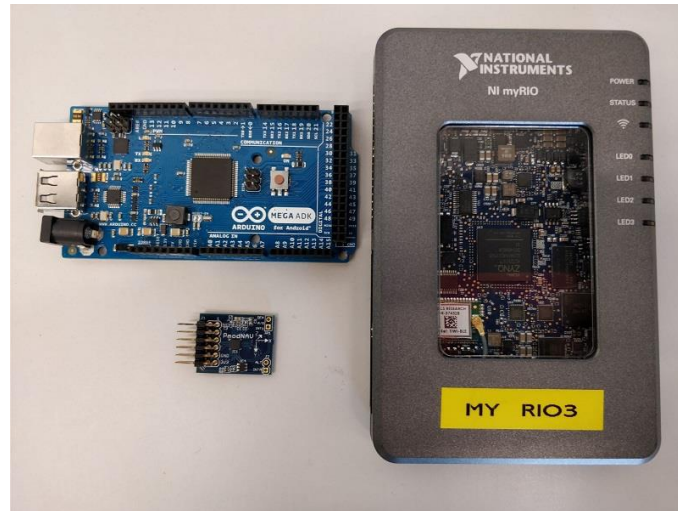


Fig. 2.9 NI myRIO, Pmod NAV i Arduino MEGA

Aquest sistema, ha quedat descartat per varis motius. El primer es que hi han hagut problemes de compatibilitat entre els inputs que acceptava ArduPilot i les sortides del sensor Pmod NAV. El Pmod NAV és un element relativament nou en el món de l'electrònica i per tant, el software de vol no estava adaptat per a ell. El segon motiu pel qual ha quedat descartada aquesta opció és el preu de la NI myRIO. Amb un cost aproximat d'uns 600 € queda totalment descartat davant les controladores habituals proposades abans que oscil·len entre 40 i 170 €.

Finalment, per a la realització d'aquest projecte s'ha optat per la PixHawk, ja que és una de les controladores que ofereix més prestacions i a sobre té un cost relativament baix.

Un cop escollida la controladora de vol, en el següent apartat s'aprofundirà en les prestacions que aquesta ofereix.

2.5.1. Característiques de la controladora de vol

La PixHawk té una arquitectura complexa amb varies entrades i sortides. Les seves característiques principals són:

En referència al processador:

- Freqüència de funcionament de 168 MHz/252 MIPS (Cortex-M4F)
- 14 sortides per a senyal PWM o utilització servos
- Amplia varietat d'opcions de connectivitat amb perifèrics (UART, I2C, CAN)

- Entrades d'alimentació redundants i *failover* automàtic
- Interruptor de seguretat extern
- LED multicolor a mode d'indicador visual principal
- Indicador multi to d'alta potència
- Expansió per a targeta microSD per a carregar sessions de vol i paràmetres.
- Incorporació d'IMU (Inertial Measurement Unit) amb giroscopi, acceleròmetre, magnetòmetre i baròmetre.

Més endavant en el capítol de confecció de l'UAV s'explicaran les connexions necessàries per tal de que aquesta controladora funcioni adequadament.

Un cop el sub-sistema de control ha estat analitzat, el següent és el sistema de comunicació. Aquest és l'encarregat d'enviar les dades necessàries des de l'emissora terrestre a l'UAV i viceversa.

2.6 Telemetry

Per acabar el capítol, l'últim element rellevant de l'UAV és la telemetria. Es tracta d'un canal bidireccional que transmet dades des de l'estació de terra cap al pilot automàtic de l'UAV i viceversa. Entre la informació transmesa es troba l'altitud, el consum energètic, el camí recorregut, la temperatura exterior i molts altres paràmetres. Per a realitzar aquest enllaç s'utilitzen dos mòduls, un situat sobre de l'UAV i l'altre a l'estació de terra. Aquesta estació de terra no deixa de ser un software que s'utilitza per visualitzar el que està fent el dron en temps real. Pot ser un ordinador, una tablet o fins i tot un smartphone si ho permet el pilot automàtic.



Fig. 2.10 Telemetry

Per últim es troba el sistema de sensors. Aquest grup és l'encarregat d'aportar-li funcionalitats al dron. Un primer exemple enfocat ja a les missions humanitàries és el sistema d'alliberament de càrrega que s'explica a continuació.

2.7 Sistema d'alliberament de càrrega

Aquest projecte està enfocat a la construcció d'un dron que serveixi per a missions humanitàries. Per a fer-lo apte per aquesta tasca, l'UAV ha de ser capaç d'alliberar un paquet amb càrrega útil en un punt determinat. Per a poder alliberar la càrrega, s'ha triat un actuador complementari que realitza aquesta funció. Com a primera aproximació s'ha triat el *E-Flite Servoless Payload Release*. Aquest dispositiu es connecta directament a una sortida de la PixHawk com si fos un motor més. Per a controlar-lo, s'ha de configurar la emissora amb la sortida connectada de la controladora de vol. Més endavant es detallarà la emissora triada i com s'ha configurat.

Aquest actuador pot transportar una càrrega de fins a 340 g, amb aquesta capacitat de càrrega, es poden transportar paquets de primers auxilis com per exemple paquets amb venes, i vacunes. També es poden enviar petits equips de diagnòstic mèdic com per exemple un equip de ECG-IPG portàtil que permet diagnosticar ràpidament grans grups de gent i saber el seu estat cardiovascular.



Fig. 2.11 Sistema ECG-IPG portàtil Cardiosense

Si es vol transportar una càrrega més elevada, s'haurà de canviar d'actuador. D'altres actuadors ofereixen càrregues útils més elevades, com per exemple el sistema Flifli Air Drop permet carregar fins a 1 kg de càrrega útil, i l'*Skyzimir Stork 2* permet fins a 2 kg de càrrega.



Fig. 2.12 E- Flite Servoless Payload Release

El sistema escollit va alimentat amb la seva pròpia font d'alimentació, la E-Flite 280 mAh 2S 30C LiPo Battery.

D'entre les principals característiques se'n destaquen:

Voltatge d'entrada	4,8 – 8,5 V
Corrent en repòs	6 mA
Corrent en funcionament	100 mA
Pes	18 g
Càrrega útil	340 g

Taula 2.2 Característiques E-Flite Servoless Payload Release

2.8 Mòdul GPS

El mòdul GPS és un sistema perifèric que se li pot afegir a l'UAV per afegir-li funcionalitats extra i millorar-ne el rendiment. Aquest mòdul és l'encarregat de transmetre informació sobre la posició en temps real. Aquesta connexió es realitza mitjançant un protocol de comunicació sèrie estandarditzat que es coneix com NMEA.



Fig. 2.13 Mòdul GPS

Per tenir aquest mòdul operatiu només s'ha de connectar la sortida d'aquest a la controladora, la qual ja disposa d'una entrada per a aquest tipus de mòdul.

Amb el GPS a més a més, l'UAV pot navegar mitjançant coordenades tridimensionals també coneguts com a waypoints. Amb aquesta funcionalitat disponible, l'UAV pot seguir de manera autònoma una ruta preestablerta o flightplan.

2.9 Buzzer

El Buzzer es un dispositiu electrònic que actua com si fos un altaveu/alarma i que se situa sobre l'UAV. La funció principal d'aquest element és la de proporcionar una referència acústica en cas de que el dron pateixi un accident o aquest perdi el control del vol per culpa d'algun agent extern.



Fig. 2.14 Buzzer

Una altra funcionalitat d'aquest element és que es pot configurar el software de vol per a que el Buzzer comenci a sonar en quan es detecti que els nivells de voltatge proporcionat passen a ser inferiors a un cert llindar. A part també es pot configurar per que soni si falla l'enllaç amb la emissora.

Aquests són els elements principals que s'utilitzaran per a la construcció de l'UAV. Per a la construcció d'aquest s'han triat elements que proporcionen una qualitat òptima per a l'ús que se'n vol donar sempre mantenint el compromís amb el preu.

2.10 Emissora

L'emissora és un element fonamental sense el qual no es pot fer volar un dron manualment. Mitjançant la emissora s'emeten les ordres per a que el dron realitzi els moviments que es desitgen. Cada moviment que es fa amb la emissora és enviat a 2,4 Ghz cap al receptor localitzat al dron. Un cop ha arribat al receptor, que alhora està connectat a la controladora de vol a través d'un SBUS⁵, la controladora de vol processa la senyal i la envia mitjançant senyals PWM als variadors, que finalment transmetran la informació als motors realitzant la acció desitjada.



Fig. 2.15 Emissora Taranis X9D

Es fonamental que la emissora sigui compatible i estigui sincronitzada amb el receptor que s'ha instal·lat al dron. Per a la realització d'aquest projecte s'ha utilitzat el receptor Fr SKY X8R, que és compatible amb el mode D8 de la emissora.

Mitjançant un dels botons programables d'aquesta emissora es podrà fer ús de l'actuador d'alliberació de càrrega.

⁵ SBUS: Es tracta d'un tipus de protocol de comunicació sèrie utilitzat per Futaba i FrSky. Suporta fins a 18 canals utilitzant únicament un cable de senyal.

CAPÍTOL 3. ANÀLISI TÈCNIC I ECONÒMIC

En aquest capítol es pretén veure la implicació econòmica que suposa construir un UAV d'aquestes característiques. També es justificarà la elecció dels components per a la construcció del dron en funció de diversos paràmetres.

3.1 Control d'un UAV

En aquest apartat es farà una introducció a l'algoritme de control que s'implementa en les controladores de vol per tal de controlar un dron. Es tracta de l'algoritme PID (Proporcional Integratiu Derivatiu). Per arribar a entendre en la seva totalitat s'han de conèixer les equacions de la dinàmica d'un quadrotor. A continuació es mostraran aquestes equacions, per a veure-les en detall cal anar a l'Annex B d'aquest projecte ja que no és objecte d'aquest projecte el desenvolupament d'aquestes equacions. Les equacions que detallen el moviment d'ascens i descens (dinàmica unidimensional ideal) són les següents:

$$L_T = \sum_{i=1}^4 k \omega_i^2 = 4k\omega^2 \quad (3.1)$$

$$4k\omega^2 > \left(\sum_{i=1}^4 m_i + m_{cos} \right) g \quad (3.2)$$

$$4k\omega^2 > g \sum_{i=1}^4 m_T \quad (3.3)$$

On :

ω_i = Velocitat angular del motor i

m_i = Massa del motor 'i' i la seva hèlix

m_{cos} = Massa de l'UAV amb els seus components

La matriu de la força de sustentació en els tres eixos és la següent:

$$F = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ L_T \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Ara bé, aquestes equacions tal i com s'ha esmentat anteriorment són per a un cas ideal, on els motors tenen les mateixes constants i giren amb les mateixes velocitats angulars.

En el cas real, sempre existeixen variacions en les forces generades pels motors. Aquestes variacions fan que l'UAV pateixi rotacions respecte del seu centre de gravetat de manera que apareixerien diferències angulars en l'eix Z que provocaria un desplaçament en el pla XY.

Per a compensar aquest efecte s'ha de tenir en compte les equacions de la dinàmica en tres dimensions, que es mostraran a continuació.

Les expressions escalars de les forces en els tres eixos s'han trobat mitjançant el model d'Euler-Lagrange, que simplifica el desenvolupament matemàtic.

$$m\ddot{x} = L_T \sin \Psi \sin \theta \quad (3.5)$$

$$m\ddot{y} = L_T \cos \Psi \sin \theta \quad (3.6)$$

$$m\ddot{z} = L_T \cos \theta - mg \quad (3.7)$$

La matriu de les velocitats angulars obtinguda mitjançant el model de Newton és la següent:

$$\tau_T = \begin{bmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_\tau (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ lk (\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ lk (\omega_3^2 - \omega_1^2) \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Un cop les equacions de la dinàmica en tres dimensions s'han determinat, s'ha de trobar la planta⁶ per a un model genèric d'UAV. La planta del model queda determinada per les equacions següents:

⁶ Planta: Representació matemàtica entre la entrada i la sortida d'un sistema. A través de la planta es pot modelar el comportament del sistema davant algun tipus d'excitació.

$$H_{\phi} = \frac{l}{I_X s^2} \quad (3.9)$$

$$H_{XY} = \frac{mg}{s^2 m} = \frac{g}{s^2} \quad (3.10)$$

$$H_z = \frac{1}{s^2 m} \quad (3.11)$$

La planta de l'UAV per si sola és inestable. Això es pot comprovar mitjançant la resposta en llaç obert que té qualsevol de les funcions de transferència abans esmentades.



Fig. 3.1 Funció de transferència en llaç obert

Per a comprovar que la planta és inestable s'ha agafat com a exemple a la funció de transferència en l' eix Z. Com a resposta s'ha triat la funció esglaó unitari.

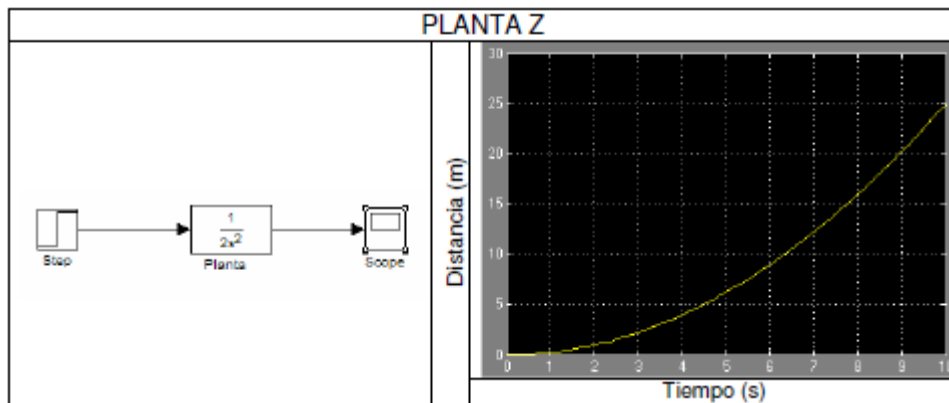


Fig. 3.2 Resposta en llaç obert de la funció de la planta Z

Com es pot comprovar el sistema no aconsegueix establir-se front a la pertorbació aplicada.

Per aconseguir controlar el model s'ha de instaurar un Controlador. Aquest és l'abans esmentat PID. El controlador PID és un mecanisme per a controlar el bucle de retroalimentació (en llaç tancat) que corregeix l'error entre el valor

mesurat i el que es vol obtenir. L'algorisme PID expressat matemàticament té la forma següent:

$$u(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.12)$$

$$K_i = \frac{K_p}{T_i} \quad (3.13)$$

$$K_D = K_p T_D \quad (3.14)$$

Si ho expressem gràficament, per veure com es connecta amb la planta, el PID queda de la manera següent;

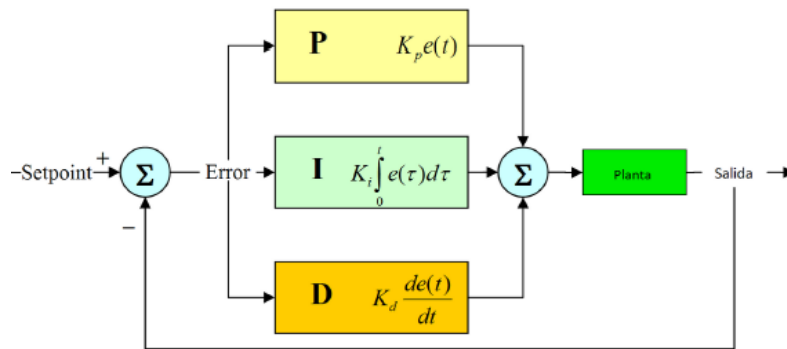


Fig. 3.3 Esquema del controlador PID en el domini temporal

- El primer bloc de control consisteix en el producte entre la senyal d'error i la constant proporcional, donant lloc a un error en estat estacionari casi nul.
- El segon bloc té com a propòsit disminuir i eliminar l'error en estat estacionari provocat pel mode proporcional. El control integral actua quan existeix una desviació entre la variable i el punt de consigna, integrant aquesta desviació en el temps i sumant-la a l'acció proporcional. Aquest tipus de control s'ha d'utilitzar en compte ja que molts cops introdueix inestabilitats en el sistema.
- El tercer bloc de control considera la tendència de l'error i permet una repercussió ràpida de la variable després de presentar-se una pertorbació en el procés.

Mitjançant una combinació d'aquests tres subsistemes que conformen el controlador PID s'aconsegueix estabilitzar la planta del model de UAV i d'aquesta forma controlar el sistema davant d'una pertorbació. Això es mostra en la següent imatge.

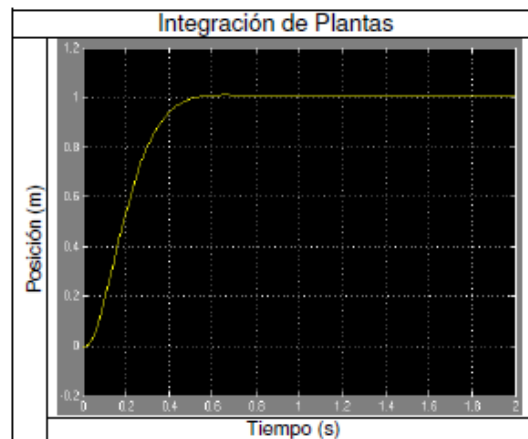


Fig. 3.4 Resposta de la planta del model d'UAV amb el controlador PID

Per tal d'estabilitzar les plantes que conformen el model, s'ha configurat un PID amb els següents paràmetres:

- Proporcional: Rang acceptat [0,01 a 0,2]
- Integratiu: 0
- Derivatiu: Rang acceptat [0,3 a 10]

Per a constants fora d'aquests rangs el sistema es torna inestable o triga massa temps a arribar a un punt d'estabilitat.

3.2 Frame de l'UAV

El frame escollit és el TAROT 650 Sport, que com s'ha comentat anteriorment presenta una sèrie d'avantatges per les quals ha estat escollit. A continuació es detallaran les seves principals característiques.

Pes net	0,75 kg
Distància entre eixos	600 mm
Motors recomanats	3110 a 4114
Bateria	15-30C, 14,8-22,2 V, 4000-5000 mAh
ESC Brushless	20-30 A
Preu	103.45 €

Taula 3.1 Característiques del frame

3.3 Components

L'enfoc que se li ha donat al UAV de cara a que en un futur es pugui presentar al *Smart Drone Challenge* determina que l'UAV ha de ser capaç d'aixecar 2 kg de càrrega a part del seu propi pes, que ronda els 1,5 kg. Per tant, el quadrotor ha de ser capaç d'aixecar i mantenir en l'aire entre 3,5 kg i 4 kg de pes amb el cinquanta per cent de la capacitat dels motors per tal de tenir marge de maniobra quan estigui volant. Per tant, per anar bé, els motors han de poder aixecar a potència màxima 2 kg per motor.

Segons el fabricant, un motor adient és el *Tarot 4006/620KV*. Aquest motor ha d'anar acompanyat de l'hèlix *1555 High Strength Plastic* i amb el variador *Pentium 30A – Brushless ESC*.

A continuació es mostren les taules de característiques del grup motor format pels motors, els variadors i les hèlix.

Motor:

Velocitat per volt	620 rpm/V
Pes del motor	82 g
Diàmetre de l'estator	40,6 mm
Gruix de l'estator	6 mm
Corrent màxim demandat @14.8V	14 A
Preu/unitat	18,92 €

Taula 3.2 Paràmetres del motor

Hèlix:

Diàmetre de l'hèlix	15 in
Pitch de l'hèlix	5,5°
Preu/2 unitats	20,15 €

Taula 3.3 Paràmetres de l'hèlix

ESC:

Sortida	30 A
Mida	45 mm X 24 mm X 11 mm
Pes	25 g
Preu/ unitat	12,40€

Taula 3.4 Paràmetres dels variadors

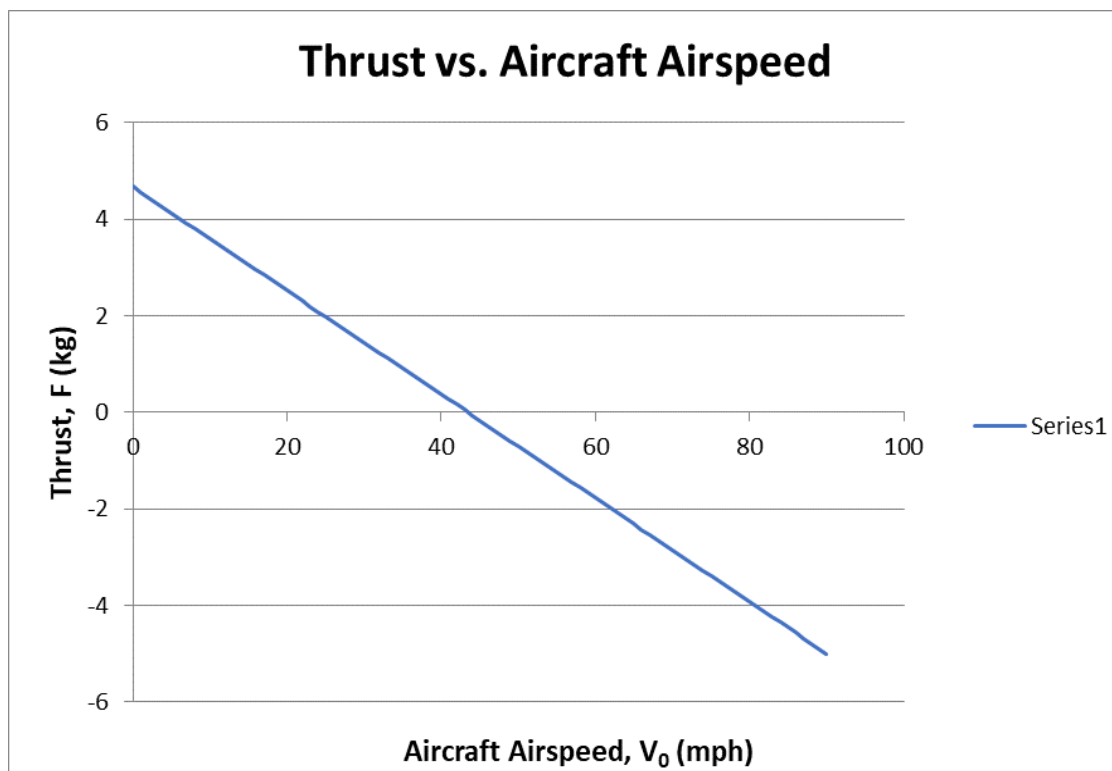
Per a comprovar quin Static Thrust generarà cada motor s'ha utilitzat l'equació del Thrust dinàmic, que per a $v = 0$ m/s dona valors de Static Thrust. Els paràmetres que s'han d'introduir són el diàmetre de l'hèlix, el pitch d'aquesta i el número de rpm que dona el motor a màxima potència. La equació utilitzada es la següent:

$$F = 1.225 \frac{\pi(0.0254 \cdot d)^2}{4} \left[\left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right)^2 - \left(RPM_{prop} \cdot 0.0254 \cdot pitch \cdot \frac{1min}{60sec} \right) V_0 \right] \left(\frac{d}{3.29546 \cdot pitch} \right)^{1.5} \quad (3.12)$$

Després d'utilitzar aquesta equació s'ha comprovat que amb aquest grup motor es compleixen els requisits proposats anteriorment. A continuació es mostrarà la taula que relaciona el Thrust generat per cada motor en funció de la velocitat que porta l'UAV. També es mostrarà gràficament.

Velocitat de l'UAV, V_0 (m/s)	Velocitat de l'UAV, V_0 (mph)	Dynamic Thrust, F (N)	Dynamic Thrust, F (g)	Dynamic Thrust, F (kg)	Dynamic Thrust, F (oz)	Dynamic Thrust, F (lb)
0	0	45,760998	4664,73	4,66473	164,5437	10,28396
0,44704	1	44,707737	4557,364	4,557364	160,7564	10,04725
0,89408	2	43,6544761	4449,998	4,449998	156,9692	9,810554
1,34112	3	42,6012151	4342,632	4,342632	153,182	9,573852
1,78816	4	41,5479541	4235,265	4,235265	149,3948	9,337151
2,2352	5	40,4946931	4127,899	4,127899	145,6075	9,10045
2,68224	6	39,4414321	4020,533	4,020533	141,8203	8,863748
3,12928	7	38,3881711	3913,167	3,913167	138,0331	8,627047
3,57632	8	37,3349102	3805,801	3,805801	134,2458	8,390346
4,02336	9	36,2816492	3698,435	3,698435	130,4586	8,153644
4,4704	10	35,2283882	3591,069	3,591069	126,6714	7,916943

Taula 3.5 Static Thrust



Gràfica 3.1 Thrust dinàmic respecte de la velocitat.

Com es pot apreciar, el Thrust estàtic és de 4,66 kg per tant amb un cinquanta per cent de potència, cada motor podrà aixecar 2,33 kg de pes. En la gràfica es pot apreciar quina velocitat serien capaços de tolerar els motors. En aquest cas es poden acceptar velocitats fins a 30 mph, que és el cas en el que cada motor genera 1 kg de empenta.

Un cop validat el grup motor del dron s'ha calculat el cost de tot el conjunt. Els resultats son els següents:

Motor (x4)	75,68 €
ESC (x4)	49,60 €
Parell d'hèlix (x2)	40,46 €
TOTAL	165,74 €

Taula 3.6 Preu del grup motor

Un altre factor a tenir en compte és la bateria que s'utilitzarà. Per a fer-ho s'ha de saber quin és l'amperatge que consumeix cada motor durant una operació normal de l' UAV. En la taula de característiques del motor està especificat que cada motor consumeix quan es troba a màximes rpm un total de 14 A. Normalment un motor durant el vol, funciona al 75% de les seves rpm. Extrapolant, cada motor en marxa consumirà una mitjana de 10 A.

Per tant, amb una bateria de 10000 mAh es podran realitzar missions de com a màxim 15 minuts de duració.

La resta de components que conformen l'UAV s'han reutilitzat del material de la assignatura de Projecte de Drons, el seu cost és el següent:

PixHawk	36,71 €
Botó de seguretat	
Buzzer	
Bateria	37,83 €
Telemetria	24,14 €
Emissora	62,99 €
Mòdul GPS	12,26 €
Receptor	27,10 €
Sistema d'alliberació de càrrega	20,93 €
TOTAL	210,77 €

Taula 3.7 Preu dels components

Finalment si es realitza el càlcul de les despeses abans esmentades s'estima que el cost total de l'UAV serà de:

Frame	103,45 €
Grup motor	165,74 €
Components electrònics	221,96 €
TOTAL	491,15 €

Taula 3.8 Preu total de l'UAV

Un cop feta la previsió de despeses del quadrotor, s'ha simplificat la part del grup motor en quant a la construcció. Enlloc d'utilitzar el grup motor proposat, i com a prova de concepte, s'utilitzaran uns motor Hacker emprats en la assignatura de Projecte de Drons.

Si en un futur es volgués presentar l'UAV al concurs abans esmentat s'hauria de canviar el grup motor per tal de que el dron es pugui enlairar de manera efectiva.

CAPÍTOL 4. MUNTATGE DEL DRON

En aquest darrer capítol es detallarà tot el procés de construcció del dron. El frame escollit per a realitzar el muntatge de l'UAV ha sigut el Tarot 650 Sport. La elecció ha vingut motivada per certes avantatges com la oportunitat de tenir les pistes d'alimentació i massa integrades en el mateix frame, la capacitat que té aquest per plegar el tren d'aterratge un cop s'ha enlairat i el més important es un UAV capaç de suportar una càrrega útil adient per al seu propòsit.

4.1 El frame de l'UAV

El primer que s'ha fet ha sigut classificar aquestes peces del frame per tal de poder procedir al muntatge d'una manera més còmoda i ordenada.

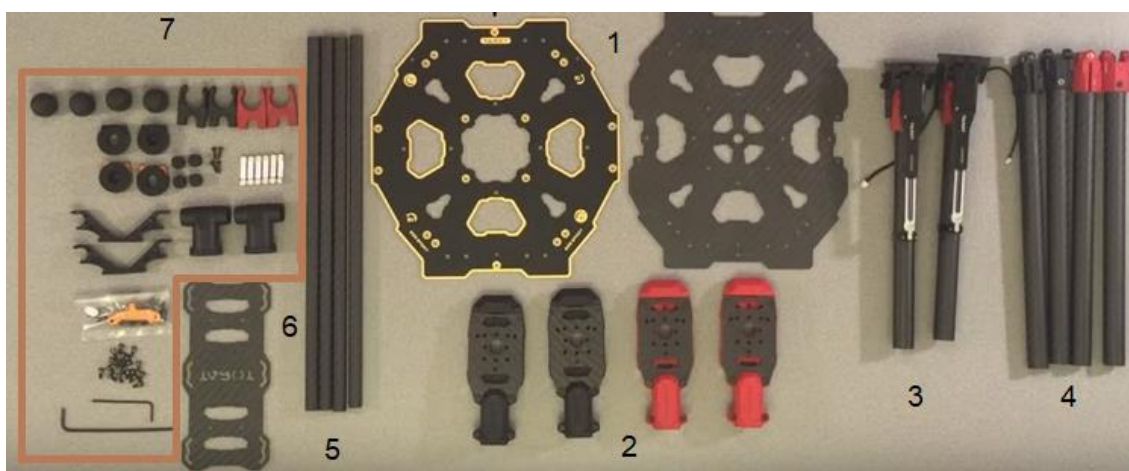


Fig. 4.1 Parts del frame TAROT 650 Sport

En primer lloc es troba la placa de distribució de potència (1), aquesta és la encarregada d'alimentar l'UAV i els seus components a la vegada que serveix de suport principal per als components electrònics que aniran embarcats en el dron. Seguidament trobem les plataformes on aniran muntats els motors i els variadors (2). A la dreta de la figura hi ha el tren retràctil de l'UAV (3) i els braços del grup motor-propulsor (4). El següent que es pot veure en la imatge es el tren d'aterratge en si (5) format per quatre barres de fibra de carboni. Al seu costat s'hi troba el suport per a la bateria (6) que serà l'encarregat de subjectar de forma correcta la font principal d'alimentació de l'UAV. Per últim, a l'esquerra de la figura (7) s'hi troben tots els components que serviran per a la construcció de l'UAV. En són exemples les columnes espaiadores, els clips on aniran subjectats els braços de l'UAV, les juntes que permetran el muntatge del tren i d'altres elements fixadors.

Un cop classificades les peces que conformen el frame s'ha començat amb el muntatge d'aquest. El primer pas, ha sigut muntar la estructura principal de l' UAV. Per a fer-ho, primer de tot s'han col·locat barres espaiaadores en les posicions indicades en la fotografia posterior.

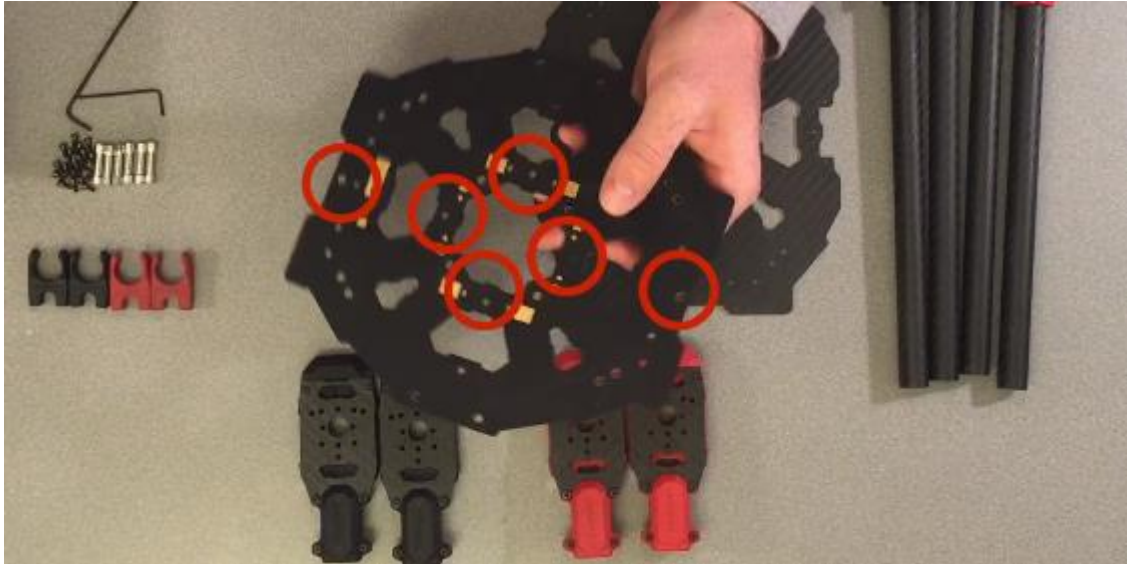


Fig. 4.2 Muntatge dels braços de l'UAV

Seguidament s'han col·locat les pinces que subjectaran els braços del dron tenint en compte que a la part frontal de l'UAV hi ha d'anar els clips vermells i a la part posterior s'hi ha de col·locar els clips negres. Això és important per més endavant durant el muntatge dels motors ja que la col·locació d'aquests s'ha de realitzar amb compte. Seguidament, un cop col·locats els clips s'han muntat els braços del quadrotor i el resultat obtingut es el següent.

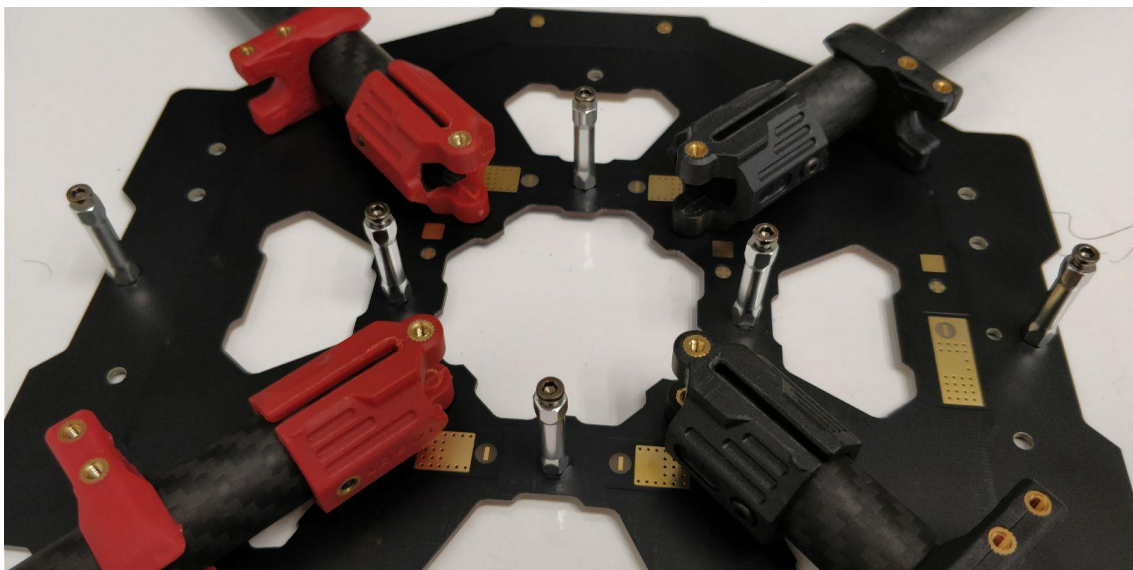


Fig. 4.3 Estructura principal de l' UAV

Un cop fixada la estructura principal del dron s'han equipat els suports dels motors a la punta de cada braç del UAV i s'han collat els cargols. Amb això, la part superior del dron queda muntada.

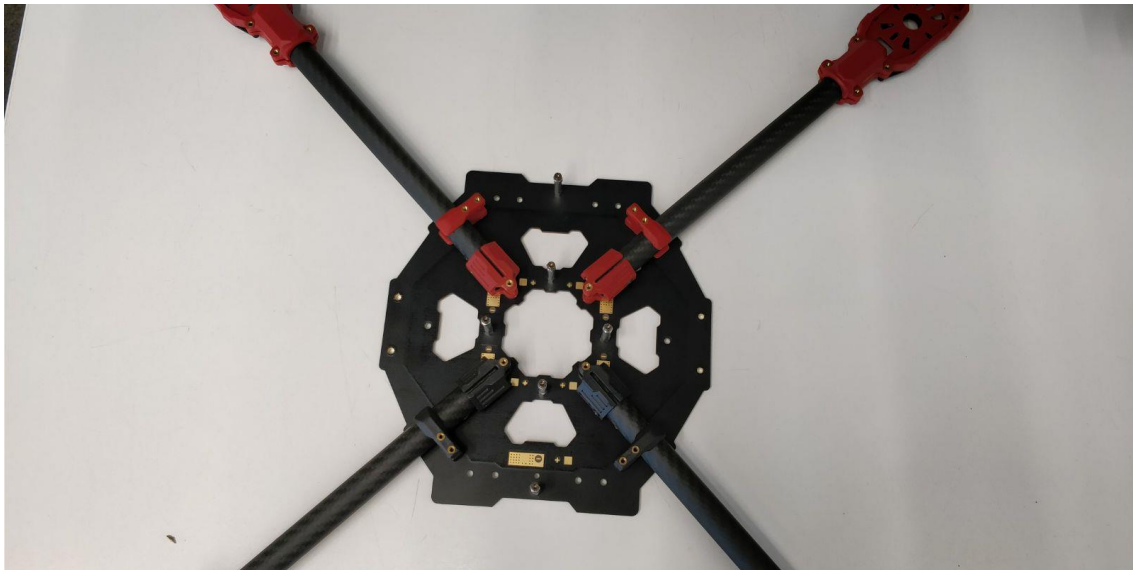


Fig. 4.4 Estructura muntada part superior UAV

Un cop acabada la part estructural superior del dron, s'ha començat a muntar la part inferior d'aquest. Per a fer-ho, el primer que s'ha realitzat ha sigut la fixació de les dues potes del tren retràctil a la placa inferior de l'UAV. Aquestes potes tenen un cable que posteriorment anirà connectat a una placa electrònica que controla el moviment del tren.

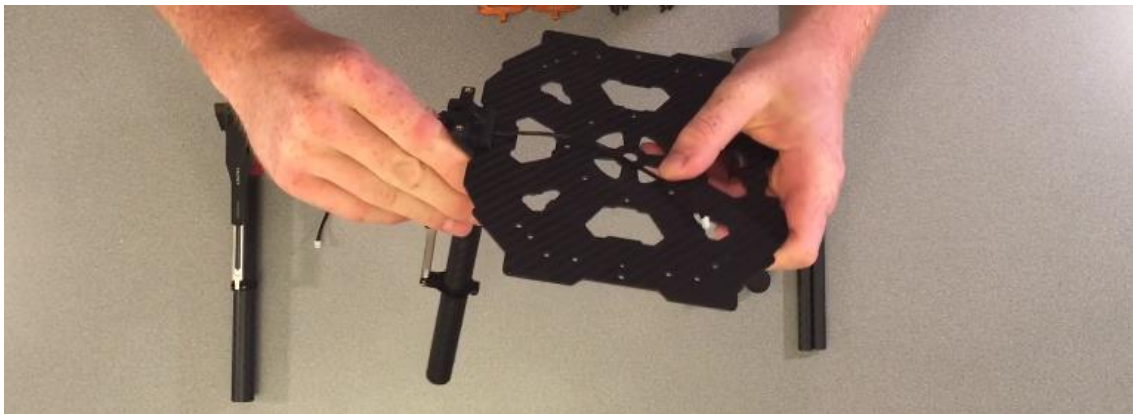


Fig. 4.5 Muntatge del tren d'aterratge

Per acabar el tren s'han fixat mitjançant unes cunyes en forma de 'T' la part inferior d'aquest, la que està en contacte directe amb el terra. Per tal de proporcionar-li més adherència, se li han adherit unes boles de goma al final

d'aquestes barres inferiors. Tal com es mostra en la següent el tren acabat queda de la següent manera.



Fig. 4.6 Tren d'aterratge finalitzat

Un cop acabada la part inferior del dron, s'ha procedit al muntatge del suport de la bateria. Per a fer-ho s'han col·locat i fixat els clips que sostindran les barres a la placa de suport principal. Un cop collats els clips, s'hi ha adherit les barres i els seus corresponents ancoratges que serviran per annexar-se al UAV. Finalment s'han col·locat puntes de goma per a evitar que es colin objectes no desitjats a l'interior de les barres.



Fig. 4.7 Suport de la bateria

Després d'haver muntat el suport de la bateria s'ha annexat al UAV mitjançant els punts d'ancoratge i quatre cargols. D'aquesta manera es dona per finalitzat la primera part del muntatge del dron. En el següent apartat es detallarà el muntatge del grup motor-propulsor.

4.2 Grup motor-propulsor

En aquest apartat es detallarà el procés d'assemblatge dels motors i hèlix al UAV. Tal com s'ha dit anteriorment, el frame del dron es l'encarregat de proporcionar la alimentació a aquest. Per tant, els motors, a través dels variadors aniran soldats directament a la placa de distribució de potència del dron, es a dir la placa superior. Els motors escollits, a mode de prova conceptual són els *Hacker 20A 34S*.



Fig. 4.8 Motor Hacker A20 34S

El cablejat d'aquests motors, ha resultat ser massa curt com per a recórrer des de la plataforma on se subjecta el motor fins al centre de la PDB, per tant, s'han hagut de fer més llargs a través de soldadures.



Fig. 4.9 Soldadures per al cablejat del motor

El primer pas en el muntatge dels motors (un cop realitzades les soldadures pertinents) ha sigut fixar cada motor en la placa de fibra de carboni que porta integrada cada plataforma de suport per al motor. Un cop fixat cada motor, s'ha passat el cablejat (cable servo-motor i alimentació del variador associat al motor) per l'interior del braç de l'UAV fins arribar a la placa de distribució de potència. Un cop el cablejat s'ha passat correctament per l'interior del dron, s'han afegit dues brides en l'interior de la plataforma de suport per tal d'agafar correctament els variadors per sota de la plataforma del motor.



Fig. 4.10 Muntatge de la plataforma dels motors.

Un cop realitzat aquest pas, s'han soldat els cables d'alimentació, massa i senyal que van des dels variadors fins a l'entrada dels motors. Per protegir aquesta connexió se'ls hi ha donat una capa de cinta termoretràctil, d'aquesta manera la soldadura queda protegida davant possibles incidents.

Quan s'han connectat els motors amb els variadors i aquests han estat subjectats a la part posterior de la plataforma de suport del motor, s'ha repetit el mateix procés per als quatre motors del quadrotor fins a tenir tot el cablejat preparat.

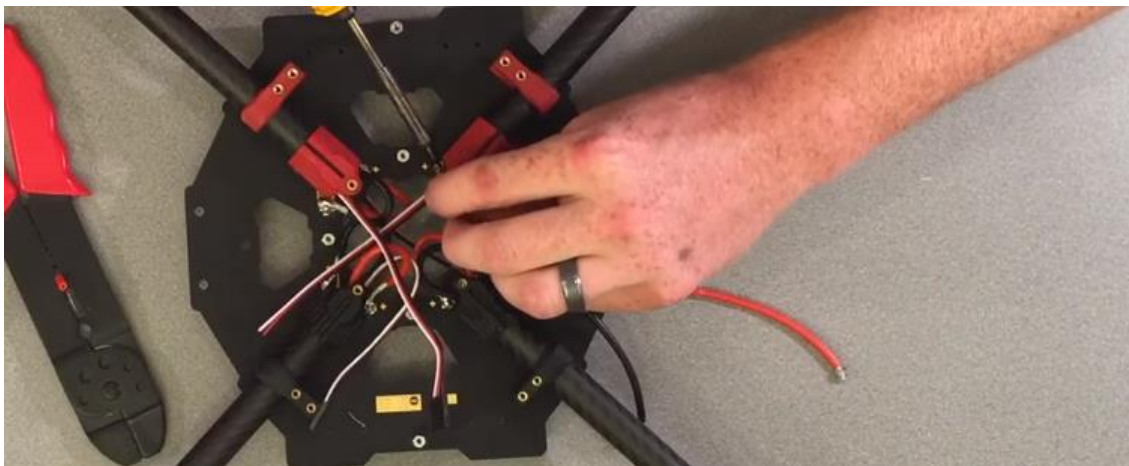


Fig. 4.11 Soldadures d'alimentació dels variadors a la PDB

Posteriorment s'han tallat els cables d'alimentació i massa de cada ESC a la mida justa per a poder realitzar la soldadura correctament. Finalment, s'han soldat els cables d'alimentació i massa de cada variador a la placa de distribució de potència. La resta de cablejat s'ha introduït pel forat central de la PDB ja que després es connectarà a la controladora de vol a través d'aquest orifici.

Aquest procés s'ha repetit per als quatre motors, i amb això ha quedat finalitzada la col·locació d'aquests.

Una vegada s'han connectat correctament els motors, s'han muntat els cables que proporcionaran la alimentació de l'UAV, es a dir els cables que aniran des de la bateria fins a la PDB. Per a fer-ho s'han utilitzat dos cables de silicona que per una banda s'han soldat a la placa i per l'altra banda se'ls ha soldat un connector bullet mascle que encaixa amb les entrades de la bateria.



Fig. 4.12 Connector bullet

Per acabar, un cop s'han col·locat els motors, s'han fixat les hèlix a cada motor.

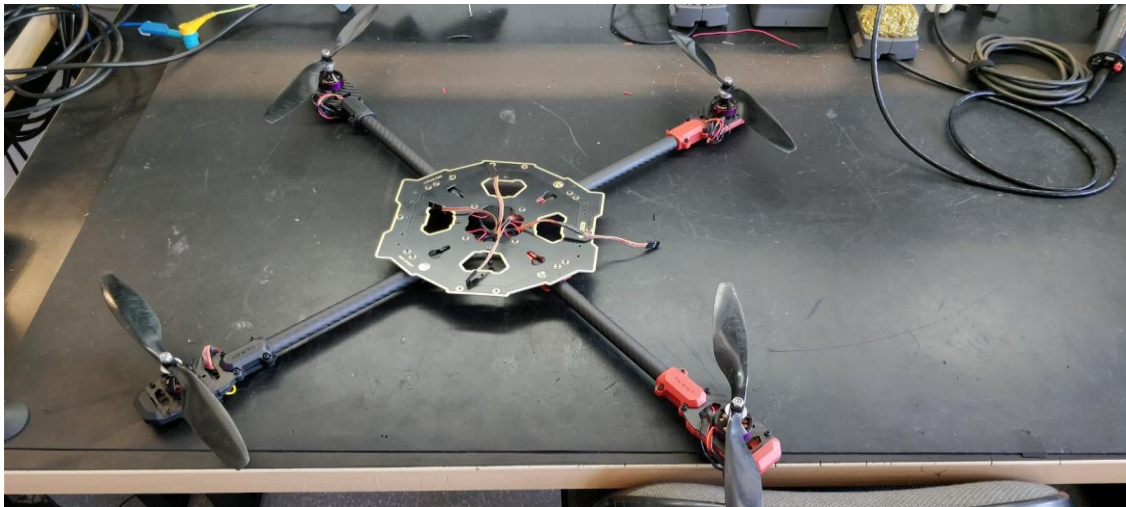


Fig. 4.13 Grup motor-propulsor finalitzat.

4.3 Electrònica

Acabada la part de muntatge dels motors, el següent pas ha sigut la instal·lació de la electrònica i la avionica de l'UAV. Abans però, s'han ajuntat la PDB superior que conté els motors amb la part interior central on es troba ancorat el tren d'aterratge del dron. D'aquesta manera l'estructura principal del dron ha quedat ja acabada i només quedarà el muntatge de la electrònica.



Fig. 4.14 Acoblament PDB amb el tren d'aterratge

El primer element que s'ha muntat en el dron ha sigut la controladora de vol PixHawk. La col·locació d'aquesta es clau per a que el dron pugui volar correctament. Aquesta disposa d'una fletxa la qual indica la direcció d'avenç.

Per a evitar soroll en la placa, aquesta s'ha muntat sobre quatre pilars de foam, d'aquesta manera s'eviten les vibracions produïdes pel moviment dels motors de l'UAV i per les condicions meteorològiques del vol.

Un cop la controladora de vol ha estat fixada a la part superior de la PDB el següent pas ha sigut col·locar el receptor mitjançant cinta de doble cara. Aquest s'ha emplaçat al costat de la PixHawk, en paral·lel. En aquest punt, s'han realitzat alguna de les connexions que s'explicaran a continuació.

La primera connexió important ha sigut la dels cables servo-motor a la PixHawk. Cada motor es correspon amb un output de la placa. Per evitar connexions errònies s'han enumerat els connectors. Un altre possible error a tenir en compte es el sentit de connexió. S'ha de connectar de tal manera que el cable que transporta la senyal PWM estigui a la línia superior. Un cop connectats els outputs ha quedat de la següent manera.

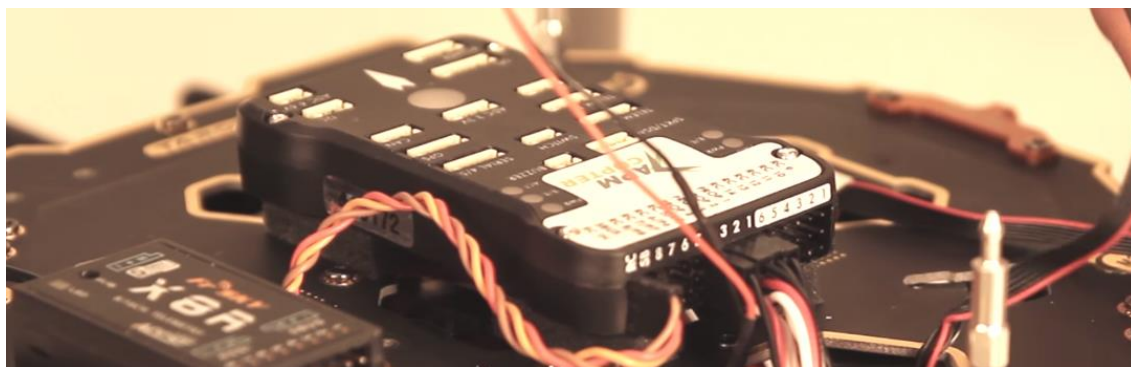


Fig. 4.15 Connexions SBUS i cables servo-motor.

La següent connexió es la del receptor amb la controladora. Aquesta es realitza des del canal RC-IN de la PixHawk i fins al receptor. Aquesta connexió es la que permetrà passar les ordres provinents de l'emissora terrestre a la controladora de vol, permetent d'aquesta manera, la actuació dels motors en funció de l'ordre donada.

Un cop s'han realitzat aquestes connexions, s'ha instal·lat la telemetria. Aquesta s'ha col·locat a la placa inferior del dron i amb la antena apuntant en direcció al terra, d'aquesta manera s'afavoreix l'enllaç. La antena de telemetria s'ha connectat al port TELEM1 de la placa.

A continuació s'ha instal·lat el sensor GPS i el compàs magnètic. S'ha ancorat a la part superior de la placa de distribució de potència tenint en compte la col·locació d'aquest. El sensor disposa de dos connectors, un per al GPS, que

anirà directament connectat al port GPS de la PixHawk i el del compass que anirà connectat al port I2C de la placa.

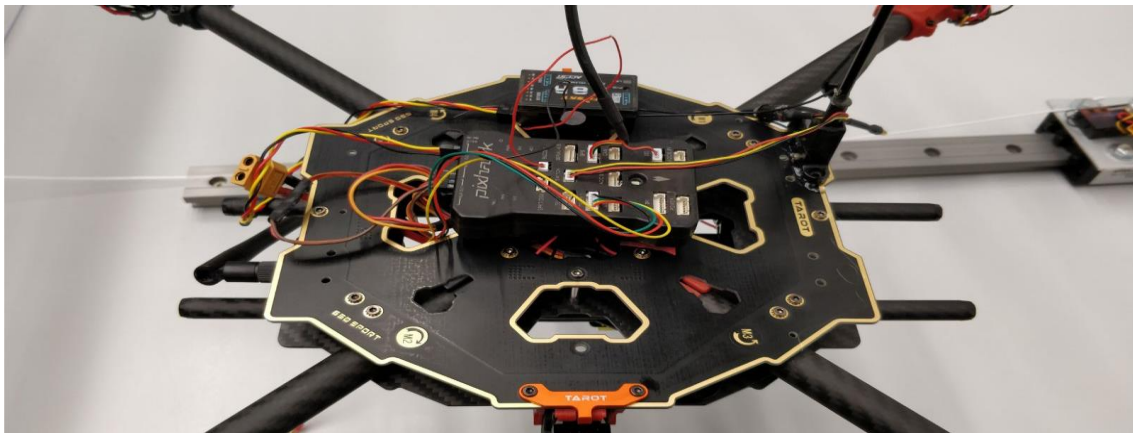


Fig. 4.16 Connexions a la Controladora de vol

Seguidament s'han instal·lat el Buzzer i el botó de seguretat. El Buzzer s'ha col·locat en una zona propera a la PixHawk sota de la PDB. En quant al botó de seguretat s'ha emplaçat en una ubicació en la qual s'hi pot accedir sense posar en perill la integritat de la persona que l'hagi de pulsar.

El Buzzer s'ha col·locat en el port corresponent en la placa i el botó de seguretat al port switch d'aquesta.

Per últim s'ha connectat el port que alimentarà la controladora de vol. Aquest port es l'anomenat power, i els terminals s'han soldat directament a la placa com els variadors i la alimentació.

Amb això el muntatge de l' UAV queda finalitzat, i el resultat es mostra en la següent fotografia.



Fig. 4.17 UAV finalitzat

Un cop acabada la construcció de l'UAV i per validar el seu muntatge en el següent apartat es realitzaran els processos de calibrat que són necessaris per a que el dron pugui volar. Encara que no ho faci, s'introduiran aquests conceptes per a tenir coneixença de quins són els procediments necessaris en cas d'haver de volar un dron. També es farà una breu introducció al pla de vol de Mission Planner.

4.4 Calibrat

En aquest apartat es prepararà la controladora de vol per tal de que pugui realitzar el vol correctament. Per a fer-ho s'ha de calibrar la PixHawk mitjançant el software mission planner.

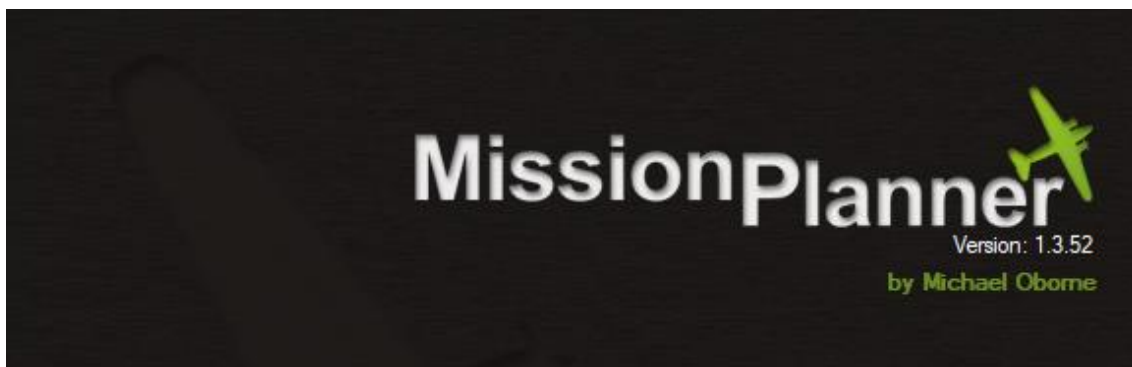


Fig. 4.18 Software de Mission Planner

El primer pas que s'ha de realitzar quan s'accedeix al software és anar a la pestanya Initial Setup i des d'aquesta pestanya entrar al Wizard. El Wizard és una eina que ajuda al calibrat de la controladora de vol des de zero.



Fig. 4.19 Assistent de configuració de Mission Planner

Un cop s'entra a l'assistent de mission planner, s'han de seguir una sèrie de passos per tal de calibrar tots els sistemes del dron, com són els acceleròmetres, el GPS i la telemetria. També s'ha d'indicar quin tipus d'UAV s'està configurant. Això es degut a que la controladora de vol pot ser utilitzada en múltiples configuracions.

Una altra prova que s'ha realitzat és el test de motors per a comprovar que giren en el sentit correcte. Per a fer-ho, s'ha d'accedir a la pestanya de terminal i primer de tot prémer el botó de connectar.

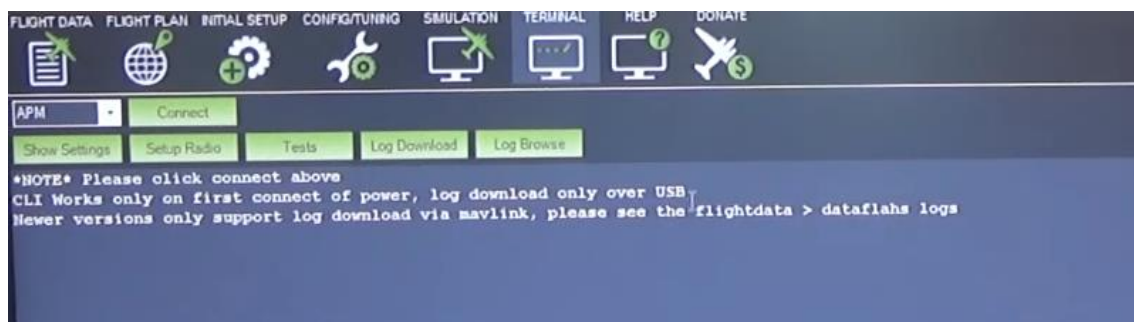


Fig. 4.20 Test de motors

Un cop s'ha connectat el terminal s'ha de seleccionar la opció setup i un cop dintre de la opció test s'ha de seleccionar test motors. Un cop tot ha sigut seleccionat, els motors començaran a girar mostrant el sentit de gir.

Finalment quan s'han realitzat tots els processos de calibratge, es connectarà la antena de telemetria terrestre al portàtil i es podrà configurar el pla de vol que servirà per a la missió.

4.5 Plà de vol amb Mission Planner

Un cop el dron ha finalitzat la seva etapa de disseny, muntatge i s'ha calibrat correctament és hora de realitzar el seu primer vol. Hi ha dues maneres per a fer-ho.

La primera opció és el vol manual de l'aeronau. Per a realitzar un vol manual, només s' haurà de tenir disponible una emissora a mà. Aquesta emissora s'haurà sincronitzat amb l'UAV en el procés de calibrat seguint les instruccions del Wizard anteriorment esmentades.

Un cop la Taranis estigui sincronitzada amb l'UAV, i s'hagi passat correctament el procés de calibrat, el dron estarà perfectament preparat per a volar manualment.

La segona opció per a volar-lo és en remot, proporcionant-li un pla de vol preparat amb Mission Planner a l'UAV. A continuació s' explicarà amb detall com preparar un pla de vol per a que pugui ser operat pel dron autònomament.

Primer de tot cal entrar a la pestanya FlightPlan que es troba en el menú de Mission planner. Un cop allà apareixerà un mapa, que és on es configurarà el pla de vol.

El primer que es farà és crear els waypoints per on es voldrà volar l'UAV. A través de la figura següent es detalla l'explicació.



Fig. 4.21 Mapa amb waypoints per on es vol volar

Per a crear un waypoint només fa falta clicar al mapa amb el botó esquerre del ratolí, encara que també es pot fer mitjançant la barra que es desplega quan es clica amb el botó dret. El primer waypoint marcat amb una 'H' és el punt de retorn conegut com a Home, mentre que la resta són els que conformen la ruta proposada.

El següent pas es configurar aquests waypoints. Per a fer-ho, hi ha el menú anomenat Waypoints en la part inferior. Primer de tot s'ha de crear un punt d'enlairament i un d'aterratge preferiblement prop de 'H'. Per a fer-ho només caldrà clicar amb el botó dret en el mapa i afegir la opció de 'Take-Off' o 'Landing'. Un cop s'hagi fet hauria de quedar de la següent forma.

Waypoints

Radio WP2Radio Perder45Tiempo100por DefectoAbsoluteVerify HeightAgregar AbajoAlt Warn0Spline

	Comandos	Dela				Lat	Long	Alt	Borrar	Amb	Abajo	Grad %	Angle	Dist	AZ
1	TAKEOFF	0	0	0	0	0	0	20	X			0	0	0	0
2	WAYPOINT	0	0	0	0	41.2240893	1.7257789	25	X			-10,9	-6,2	21,8	115
3	WAYPOINT	0	0	0	0	41.2242507	1.7262737	25	X			0,0	0,0	45,1	67
4	WAYPOINT	0	0	0	0	41.2244857	1.7261705	25	X			0,0	0,0	27,5	342
5	WAYPOINT	0	0	0	0	41.2242819	1.7256005	25	X			0,0	0,0	52,8	245
6	LAND	0	0	0	0	41.2242587	1.7255871	1	X			-853,3	-83,3	24,2	203

Fig. 4.22 Configuració dels waypoints d'una ruta

En aquest menú també es poden configurar les altures de vol canviant directament els valors que es troben en la taula.

Amb això el FlightPlan queda acabat, només falta passar la informació a la controladora de vol per a que pugui realitzar la ruta proposada.

Per a fer-ho s'haurà de clicar la opció de 'Escribir WP' que es troba en el menú situat a la banda dreta.

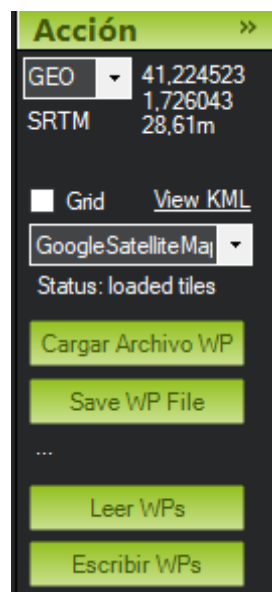


Fig. 4.23 Menú acció

Un cop carregat el pla de vol a la controladora, per a que l'UAV comenci a realitzar el vol s'haurà de prémer ctrl+F i tot seguit clicar la opció 'Arm and Take-Off'.

Amb la realització d'aquests passos l'UAV es troba plenament configurat per a realitzar el vol sense cap problema.

CAPÍTOL 5. CONCLUSIONS

El projecte presentat ha nascut amb l'objectiu de postular i validar un mètode de construcció d'un UAV per aplicacions de S&R i primers auxilis que servirà posteriorment per a donar cobertura a les assignatures de *Projecte de Drons*, emmarcada dins els estudis de grau i *Aeronaus no Tripulades*, dins de les assignatures del màster de Drons, tots dos estudis de la Escola d'Enginyeria de Telecomunicació i Aeroespacial de Castelldefels.

Tenint en compte totes les consideracions necessàries, s'ha triat com a model el Tarot 650 Sport. Aquest UAV té com a valor afegit el fet de poder plegar el seu tren d'aterratge, fent possible una millor i més eficient operació. D'altra banda, el Tarot seleccionat ha ofert una clara avantatge en la relació qualitat preu respecte d'algun dels seus competidors directes com pot ser el DJI s900. Aquest fet ha sigut diferencial ja que s'ha buscat la construcció d'un UAV low-cost. Finalment, el model escollit té les pistes d'alimentació integrades a la placa de distribució de potència, fent que es faciliti considerablement el seu muntatge.

Per tal d'afinar més amb l'objectiu principal, que és construir un dron low cost s'ha plantejat el fet de la possible construcció del frame de l'UAV mitjançant una impressora 3D. Si és construït el frame a partir d'aquesta tècnica s'abaratiria el cost de l'UAV considerablement. Per a fer-ho es podria utilitzar la impressora de FAB labs, que col·labora amb la universitat. A més a més, s'obtindria un punt de versatilitat de cara a l'estudiant que construeixi el dron, ja que si una peça fabricada amb aquest material es trenca o es deteriora pel seu ús, se'n pot fabricar una de nova amb un cost associat molt baix. En contraposició, l'ús d'una impressora 3D per a la construcció del frame frenaria el procés d'aprenentatge sobre UAVs, ja que l'alumnat hauria de dissenyar mitjançant un programa de CAD totes les peces pertinents. Com a proposta per evitar l'estancament en aquesta part de construcció, es proposa coordinar les assignatures d'expressió gràfica juntament amb les dues referents a aquest projecte per tal de presentar com a projecte d'expressió gràfica un prototip d'UAV realitzat en CAD i aprofitar aquest disseny en les assignatures de Projecte de drons i Aeronaus no tripulades.

Prenent els coneixements teòrics assolits al llarg del grau, s'ha començat a desenvolupar un primer esborrany del projecte; que primerament anava a ser construït mitjançant una plataforma anomenada NI MyRIO que hagués actuat com a controladora de vol, però que després de certs problemes tècnics amb la compatibilitat del software amb un dels elements seleccionats, el Pmod NAV i sobretot després d'analitzar el seu cost (aproximadament 600 € s'ha descartat, deixant com a candidat principal a la PixHawk que incorpora totes les funcionalitats necessàries per al control d'un UAV i amb un cost molt més reduït. Cal destacar que es podria fer volar el dron amb la NI myRIO ja que tot el desenvolupament fet amb la PixHawk es vàlid en aquesta altre controladora.

A mesura que ha avançat el projecte, no ha sigut només necessari aprendre el funcionament i els components d'un UAV; sinó que també ha sigut necessari

entendre quines actuacions i quines correccions farien falta a l'hora de construir un dron i garantir el seu correcte funcionament.

Així doncs, també s'ha pogut comprovar que la informació que proporciona aquest projecte pot formar part de la base teòrica necessària perquè algú que no està familiaritzat amb el camp dels drons, pugui arribar a construir eficientment el dron proposat.

En el moment de fer la validació del mètode de construcció, s'ha trobat una limitació econòmica important amb el grup motor. Degut a que l'objectiu del projecte era validar el mètode de construcció i no pas crear el dron plenament funcional; s'ha decidit implementar un grup motor de menor potència per poder completar la validació.

Fent referència als dissenys dron, s'han consolidat els coneixements necessaris que impliquen actuadors no regulars en aquests dissenys. D'aquesta manera s'ha aconseguit veure des d'una perspectiva més ampla les possibilitats que ofereixen aquests dispositius en si.

Finalment cal remarcar que a nivell pràctic, el dron resultant d'aquest projecte no ha aconseguit aixecar el vol degut a les limitacions amb el grup motor; però és funcional en tots els altres aspectes, fent que el mètode sigui igualment vàlid per a l'aprenentatge de futurs estudiants de les assignatures abans esmentades, que tindran l'oportunitat si volen de poder aprofundir aquests coneixements a través del concurs Smart Drone Challenge.

BIBLIOGRAFIA

1 Barcelona Smart Drone Challenge, « New Edition of Barcelona Smart Drone Challenge 2018 », [En línia]. Disponible: <http://smartdronechallenge.org/> [Últim accés: 2018]

2 Air-minded, « The first air bomb: Venice, 15 July 1849 », [En línia]. Disponible: <https://air-minded.org/2009/08/22/the-first-air-bomb-venice-15-july-1849/> [Últim accés: 2018]

[3] National Instruments, « ¿Qué es una señal modulada por ancho de pulso y para qué es utilizada? », [En línia]. Disponible: <http://digital.ni.com/public.nsf/allkb/AA1BDEA4AA224E3E86257CE400707527> [Últim accés: 2018]

[4] Digilent, «Pmod NAV reference manual », [En línia]. Disponible: https://reference.digilentinc.com/_media/reference/pmod/pmodnav/pmod_nav_rm.pdf [Últim accés: 2018]

[5] «Motor eléctrico brushless: Funcionamiento y características », [En línia]. Disponible: <https://1mecanizadoelarenal.files.wordpress.com/2013/11/motores-brushless.pdf> [Últim accés: 2018]

[6] Mayorga, R.A., «*Sistema de navegación para vehículos aéreos cuadricópteros*», Castelldefels, 2009.

[7] B. Schneider, «A guide to LiPo Batteries», [En línia]. Disponible: http://www.rcaces.org/RC%20Aces%20News%20Letter/A_Guide_to_LiPo_Batteries.pdf. [Últim accés: 2018].

[8] «Origen y desarrollo de los drones» [En línia]. Disponible: <http://drones.uv.es/origen-y-desarrollo-de-los-drones/> [Últim accés: 2018]

[9] Bas V., Huub N., Geert B. i Custers B., Drone Technology: Types, Payloads, Applications, Frequency Spectrum Issues and Future Developments

[10] RCModelsWiz, «ELECTRONIC SPEED CONTROLLERS (ESC),» [En línia]. Disponible: <http://www.rcmodelswiz.co.uk/electronic-speed-controllers-esc/#.VMloXUeG8pp>. [Últim accés: 2018].

[11] «Multicopter Calculator: La mejor herramienta para elegir los motores de tu dron» [En línia]. Disponible: <http://www.xdrones.es/multicopter-calculator/> [Últim accés: 2018].

[12] «Optimal Path Planning for Unmanned Aerial Systems », [En línia]. Disponible: <https://daim.idi.ntnu.no/masteroppgaver/007/7092/masteroppgave.pdf> [Últim accés: 2018].

[13] «Design, Modelling and Control of a Single Rotor UAV », [En línia]. Disponible:
<http://www.divaportal.org/smash/get/diva2:1025590/FULLTEXT02.pdf> [Últim accés: 2018].

[14] «Pmod NAV reference manual », [En línia]. Disponible:
https://reference.digilentinc.com/_media/reference/pmod/pmodnav/pmod_nav_rm.pdf [Últim accés: 2018].

[15] « Instruction Manual for FrSky 2.4G Receiver X8R », [En línia]. Disponible:
<https://www.frsky-rc.com/wp-content/uploads/2017/07/Manual/X8R.pdf> [Últim accés: 2018].

[16] « How Lithium-ion Batteries Work », [En línia]. Disponible:
<https://electronics.howstuffworks.com/everyday-tech/lithium-ion-battery1.htm> [Últim accés: 2018].

[17] P. Fahlstrom y T. Gleason, Introduction to UAV systems, Wiley, 2012.

[18] «UAV universe», [En línia]. Disponible:
<https://sites.google.com/site/uavuni/pre-aviation-days>

[19] «Aertec Solutions», [En línia]. Disponible:
<http://www.aertecsolutions.com/download/infographics/infografia-UAS-ES-v02.pdf>

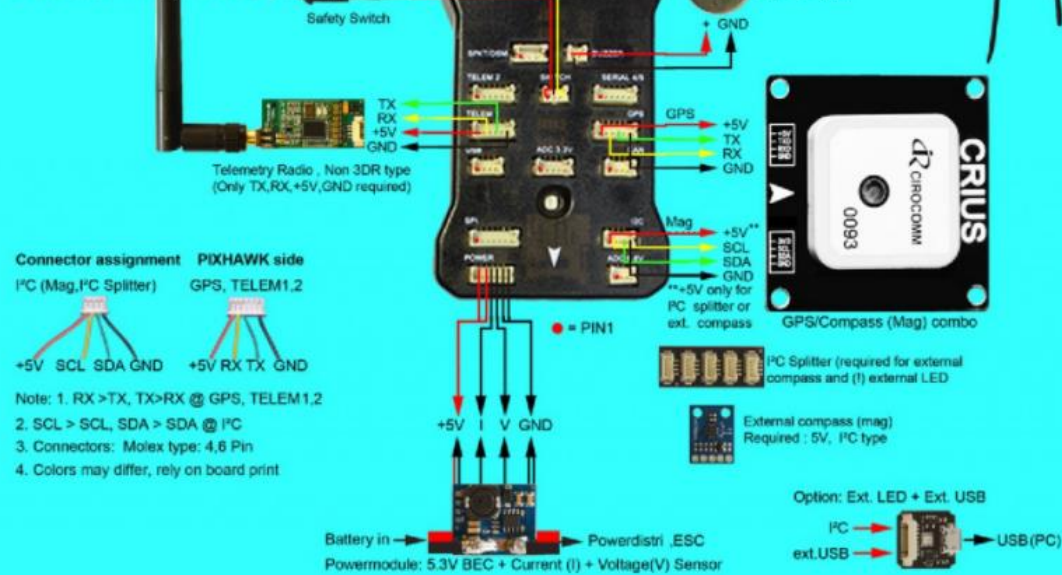
[20] Guaraca, P. i Calle, L., “ Motor Brushless DC ”

[21] «Ardupilot », [En línia]. Disponible: <http://ardupilot.org/copter/> [Últim accés: 2018]

ANNEX A

CONEXIONS DE LA PIXHAWK

PIXHAWK Basic Setup



Connector assignment

I ² C (Mag, I ² C Splitter)	PIXHAWK side
+5V SCL SDA GND	GPS, TELEM1,2
+5V RX TX GND	

- Note: 1. RX > TX, TX > RX @ GPS, TELEM1,2
 2. SCL > SCL, SDA > SDA @ I²C
 3. Connectors: Molex type: 4.6 Pin
 4. Colors may differ, rely on board print

Battery in → Powermodule: 5.3V BEC + Current (I) + Voltage(V) Sensor

Option: Ext. LED + Ext. USB
 I²C → ext.USB → USB(PC)

ANNEX B

EQUACIONS DE LA DINÀMICA EN TRES DIMENSIONS
DELS MOTORS DC I CONTROL

CAPÍTULO 2. DINÁMICA EN UNA DIMENSIÓN

2.1. Dinámica de un unirotor

2.1.1. Introducción

En el análisis de la dinámica de cualquier vehículo, se debe tener en consideración un estudio desde el concepto más básico para llegar a la estructura total. Es por eso que antes de trabajar con el cuadricóptero por completo, se comenzará analizando un vehículo con un solo rotor, o unirotor, y luego se escalará al vehículo total.

2.1.2. Análisis del funcionamiento de un motor

Un motor es una máquina que transforma la energía almacenada en trabajo. Esta energía proviene de la explosión de combustible, de energía química almacenada en una batería o de alguna otra fuente.

Existen diferentes tipos de motores:

- Térmicos: de combustión interna o externa.
- Eléctricos: el trabajo viene entregado debido a una corriente eléctrica.

En este trabajo se enfocará el estudio en motores eléctrico de corriente continua, ya que son los que llevan mayoritariamente las micro aeronaves (MAVs).

2.1.2.1 Motores eléctricos de corriente continua

Es un tipo de motor que ha de garantizar arranques frecuentes, variaciones de velocidad y frenado.

Su principio de funcionamiento se basa en el giro del rotor, que es un electroimán que gira en torno a un eje y al que transmite el trabajo. Al electroimán se le transmite una corriente a través de unas escobillas para generar un campo magnético variable según la corriente eléctrica entrante. El rotor tiene alrededor un imán permanente de campo magnético fijo, el cual interactúa con el electroimán y genera el movimiento circular del motor.

En la figura 2.1 se puede observar un esquema de un motor eléctrico y sus diferentes piezas.



Figura 2.1: Esquema partes de motor

Sus características más importantes son el par motor, la velocidad de giro y la potencia, que se explican a continuación.

2.1.2.2 Par motor

El PAR motor (conocido también como momento de fuerza, torque, torca o momento) es la fuerza que ejerce un motor en cada giro. Físicamente, el PAR, se define como el producto vectorial de la fuerza ejercida multiplicada por un vector directo, o también conocido como brazo. La ecuación vectorial es [3]:

$$\vec{\tau} = \vec{F} \times \vec{d} \quad (2.1)$$

Donde:

τ : PAR

F : Fuerza ejercida

d : Largo del brazo

Ahora bien, para calcular la fuerza, se debe analizar la fuerza de Lorentz, en la que una carga que se mueve por un campo magnético siente una fuerza perpendicular al campo según la regla de la mano derecha, figura 2.2, la que se desglosa de la manera siguiente:

Pulgar sigue el sentido de la corriente
Índice sigue el sentido del campo magnético
Corazón es el sentido de la Fuerza de Lorentz

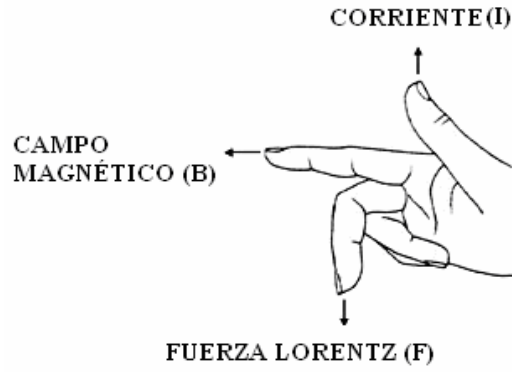


Figura 2.2: Regla mano Derecha

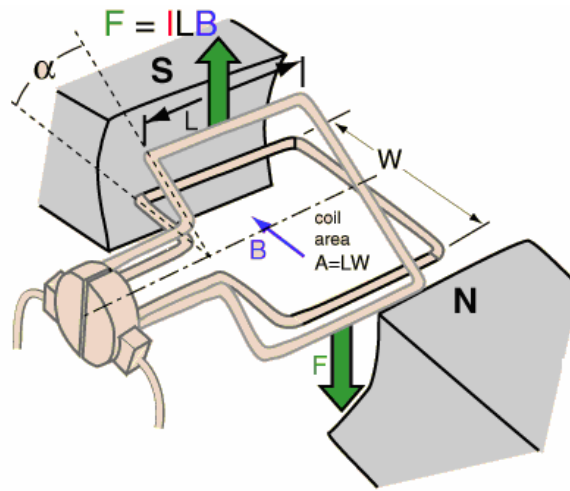


Figura 2.3: Esquema PAR motor

Finalmente, considerando la figura 2.3, el PAR motor, en función de la corriente, se calcula de la siguiente manera [4]:

$$\vec{\tau} = \vec{F} \times \vec{d} = Fd \sin \alpha \quad (2.2)$$

$$\tau = ILB \frac{W}{2} \sin \alpha 2 \text{ brazos} = ILBW \sin \alpha \quad (2.3)$$

$$\tau = I\phi \quad (2.4)$$

Donde:

I : Corriente

B : Campo Magnético

W : Longitud superior espira

L : Longitud lateral espira

ϕ : Flujo magnético ($\phi = BA = BLW$)

La expresión $\sin \alpha$ de la ecuación (2.2) y (2.3) aparece debido a la transformación de producto vectorial a escalar.

Se debe tener en consideración las características individuales de cada motor como el número de polos, armadura y conductores. Estos datos se mantienen constantes durante la vida del motor, así que solo se le agregará una constante de diseño a la formula del PAR.

$$\tau = K_d I \phi \quad (2.5)$$

Donde K_d es la constante de diseño del motor.

2.1.2.3 Velocidad de giro

La velocidad de de giro debe ser considerada en sus dos formas, velocidad de giro en vacío, que es el motor girando sin carga, y velocidad de giro con carga [5].

La velocidad de giro con carga es:

$$S = \frac{V - IR}{K_d \phi} \quad (2.6)$$

Donde:

S : revoluciones por minuto (vueltas por minuto)

V : Tensión en la armadura del motor

I : Corriente armadura

R : Resistencia armadura

Las unidades de esta ecuación son en revoluciones por minuto, por lo que si se transforma a radianes por segundos (SI) queda:

$$\omega = \frac{2\pi(V - IR)}{60K_d \phi} \quad (2.7)$$

Donde:

ω : Velocidad angular

Cuando es en vacío la ecuación se simplifica al no aparecer el término corriente y resistencia en la armadura.

$$\omega = \frac{2\pi V}{60K_d\phi} \quad (2.8)$$

2.1.2.4 Potencia

La potencia es la cantidad de fuerza ejercida en un periodo de tiempo. Para un motor está definida como el producto entre el PAR motor y la velocidad angular.

$$P = \tau\omega \quad (2.9)$$

Relacionando las ecuaciones (2.5) y (2.7) en la ecuación (2.9) finalmente se obtiene la siguiente ecuación de potencia:

$$P = \tau\omega = K_d I \phi \frac{2\pi(V - IR)}{60K_d\phi} \quad (2.10)$$

$$P = \frac{2\pi}{60} I(V - IR) \quad (2.11)$$

Donde:

P : Potencia

V : Tensión en la armadura del motor

I : Corriente armadura

R : Resistencia armadura

K_d : Constante de diseño del motor

ϕ : Flujo magnético

La ecuación (2.9) y (2.11) relaciona las potencias y las corrientes que se han de suministrar desde la fuente de energía, baterías mayormente, para conseguir una velocidad de giro concreta en el motor.

Sin embargo, para caracterizar completamente el sistema unirotor se necesita estudiar las cargas del sistema, que en este caso son las hélices.

2.1.3. Hélices

Se define como un conjunto de palas equidistantes colocadas de manera concéntrica en un eje, por el cual giran en un mismo plano. Su objetivo es generar una fuerza de tracción, transmitiendo su energía cinética a un fluido.

En un vehículo volador, las hélices son realmente una gran ala giratoria ya que tienen una forma aerodinámica, por la cual generan una sustentación.

El funcionamiento de una hélice se puede entender de una manera muy sencilla, comparándola con un tornillo, que al girar se impulsa a él mismo. Cada una de las palas de la hélice tiene un ángulo de ataque que hace que el viento relativo pase al girar la hélice. Al aumentar la velocidad de giro, la masa de aire acelerada va pasando hacia abajo y hace que la hélice “sienta” una fuerza en la dirección opuesta. Lo anterior se refiere a la tercera ley de Newton de acción y reacción.

La característica más importante de la hélice dentro de la ecuación de sustentación será la dimensión de una pala, es decir, el radio del disco generado por el giro. Además se considera el perfil de la pala y el ángulo de ataque aerodinámicamente correcto.

La sustentación es la fuerza, perpendicular a la velocidad, que mantiene a un cuerpo en vuelo. La expresión matemática está definida como [6]:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A V^2 \quad (2.12)$$

Transformando la ecuación a un vehículo de ala giratoria se tiene:

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A V^2 \frac{R^2}{R^2} \quad (2.13)$$

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A \omega^2 R^2 \quad (2.14)$$

Donde:

V : Velocidad lineal

C_L : Coeficiente de sustentación (obtención experimental)

ρ : Densidad del aire (1,3 kg/m³)

ω : Velocidad angular

R : Longitud de cada una de las palas

A : Área disco rotor

La sustentación debe ser capaz de superar el peso del vehículo de masa m para elevarse o ser igual para mantenerse en vuelo estático. Se puede extraer una relación para encontrar la longitud de las palas de la hélice con la ecuación (2.14) y la segunda ley de Newton. La relación será:

$$peso = mg = \frac{1}{2} C_L \rho A \omega^2 R^2 \quad (2.15)$$

$$R \geq \left(\frac{2mg}{\rho C_L \omega^2 \pi} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (2.16)$$

Se debe tener en consideración que la velocidad angular debe mantenerse dentro de unos límites de trabajo propios del motor.

2.1.4. Ejemplos Comerciales

Las tablas 2.1 y 2.2 muestran las características de 2 motores y hélices comerciales. La Velocidad angular, el PAR motor, la sustentación son calculadas con las ecuaciones (2.16), (2.9), (2.14) respectivamente. El coeficiente de sustentación usado es $C_L = 1$ y la gravedad $g = 9,81 \text{ m/s}^2$.

DRAGANFLY V Ti	
Parámetro	Valor
Hélice (R)	0,157 metros
Potencia motor (P)	9 W
Masa (m)	0,482 kg
Batería	11,1 V 1320 mAh
Velocidad angular (ω)	61,74 – 123,5 rad/s
Par (τ)	0,15 Newton metro
Sustentación mínima (L)	4,73 Newton
Carga útil	0,482 kg

Tabla 2.1: Características Draganfly V Ti

Walkera UFO 5	
Parámetro	Valor
Hélice (R)	0,09 metros
Potencia motor (P)	8 W
Masa (m)	0,210 kg
Batería	7,4 V 800 mAh
Velocidad angular (ω)	124 – 248 rad/s
Par (τ)	0,07 Newton metro
Sustentación mínima (L)	2,1 Newton
Carga útil	0,42 kg

Tabla 2.2: Características Walkera UFO 5

2.1.5. Combinación Motor Hélice

Después de analizar las dos partes importantes de un unirotor por separado, el motor y la sustentación de la hélice, se debe hacer una combinación de ambas para encontrar la dinámica final.

$$L = \frac{1}{2} C_L \rho A \left(\frac{2\pi(V - IR)}{60K_d \phi} \right)^2 R^2 \quad (2.17)$$

$$k = \frac{1}{2} C_L \rho A R^2 \left(\frac{2\pi}{60K_d} \right)^2 \quad (2.18)$$

$$L = k \left(\frac{(V - IR)}{\phi} \right)^2 \quad (2.19)$$

$$L = k \omega^2 \quad (2.20)$$

La ecuación L es función general de la sustentación para un unirotor. En esta expresión se considera la fuerza vertical hacia arriba positiva y no se considera la gravedad g .

2.2. Dinámica unidimensional del cuadricóptero

2.2.1. Introducción

La dinámica de un cuadricóptero es una combinación de cuatro unirotores, aunque en este caso se pasa de movimiento de ascenso y descenso del unirotor, a la posibilidad de desplazarse en las tres dimensiones.

2.2.2. Fuerzas en un cuadricóptero

Si la fuerza de sustentación para el motor i , según la ecuación (2.20), es $L_i = k \omega_i^2$, $i = 1 \dots 4$, la fuerza de sustentación total de un vehículo cuadricóptero se define como la suma total de las fuerzas de sustentación, es decir,

$$L_T = \sum_{i=1}^4 L_i = k \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \quad (2.21)$$

La fuerza gravitacional, o peso, se define como:

$$f_g = mg \quad (2.22)$$

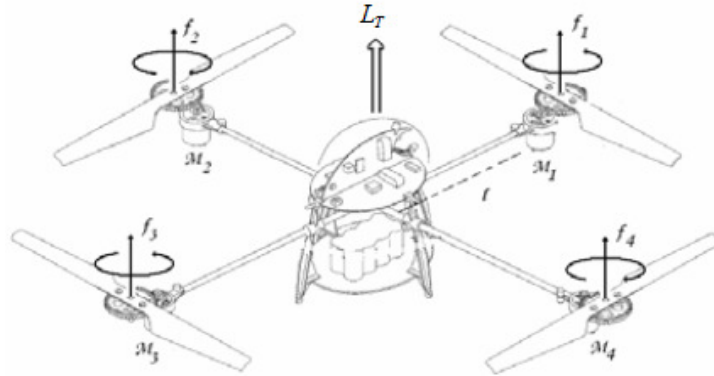


Figura 2.4: Fuerzas cuadricóptero

Como se aprecia en la figura 2.4, dos de los motores giran en sentido horario y los otros dos giran antihorario. Lo anterior se debe a que esto compensa el PAR motor y evita que el vehículo gire sobre sí mismo involuntariamente, como el helicóptero es compensado con el rotor de cola.

2.2.3. Ascenso y Descenso

Para lograr el movimiento de ascenso, mantenerse en vuelo estacionario y descender, se debe hacer variar la diferencia entre la fuerza de sustentación y la fuerza peso. Estos movimientos se logran haciendo que las velocidades angulares, de la ecuación (2.20), sean iguales para cada motor y haciendo que sus variaciones sean las mismas. Para ascender, se debe cumplir la siguiente ecuación:

$$L_T = \sum_{i=1}^4 k \omega_i^2 = 4k\omega^2 \quad (2.23)$$

$$4k\omega^2 > \left(\sum_{i=1}^4 m_i + m_{cuerpo} \right) g \quad (2.24)$$

$$4k\omega^2 > g \sum_{i=0}^4 m_T \quad (2.25)$$

Donde:

ω_i : Velocidad angular del motor i

m_i : Masa motor i y su respectiva hélice

m_{cuerpo} : Masa marco, batería y sistemas de estabilización

Una vez en el aire, para mantener un vuelo estático en el aire, la ecuación debe llegar a una igualdad para que ninguna de las fuerzas supere a la otra.

El descenso se logra haciendo que la fuerza peso sea ligeramente mayor que la fuerza de sustentación para bajar lentamente.

La matriz de la fuerza de sustentación en los tres ejes (x,y,z) es:

$$F = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ L_T \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

Ahora bien, lo anterior es para el caso ideal, donde los cuatro motores tiene exactamente las mismas constantes y giran a las mismas velocidades angulares.

En el caso real, lo anterior no es posible, porque siempre existen ciertas variaciones en las fuerzas generadas por los motores, ya sea por que las constantes de los motores son diferentes o las velocidades angulares giran a distintas revoluciones. Estas diferencias causarían que el vehículo tuviera ciertas rotaciones en su centro de gravedad y llevaría a que se la fuerza de sustentación total tuviera una diferencia angular con el eje Z. Esta diferencia daría lugar a un desplazamiento de en el plano XY.

En el siguiente capítulo se estudiará el caso en que los motores tengan variaciones de velocidad angular, lo que traerá consigo un sistema con un movimiento de tres dimensiones.

CAPÍTULO 3. DINÁMICA EN TRES DIMENSIONES

3.1. Descripción del sistema

3.1.1. Coordenadas generalizadas

El vehículo cuadricóptero se considerará como un cuerpo sólido de masa m_T en un marco de referencia \mathcal{I} , sujeto a una fuerza total \vec{F} y a tres momentos.

La posición del centro de masa respecto a un marco inercial tiene las coordenadas $\varepsilon = (x, y, z)$ y para los ángulos de los movimientos se usarán $\eta = (\psi, \theta, \phi)$ para los respectivos movimientos de yaw, pitch y roll. Estos tres ángulos son conocidos como los tres ángulos de Euler. Son ángulos para encontrar la orientación de un sistema móvil respecto a otro fijo [7].

Las coordenadas generalizadas son:

$$q = (\varepsilon, \eta) = (x, y, z, \psi, \theta, \phi) \in R^6 \quad (3.1)$$

3.1.2. Energía Cinética de Traslación

La energía cinética de traslación es la energía que tiene un cuerpo por el solo hecho de estar en movimiento lineal. Su ecuación característica, para una partícula, está definida como [8]:

$$T_K = \frac{1}{2} m v^2 \quad (3.2)$$

Para un cuerpo que está moviéndose en tres dimensiones, con un vector velocidad de tres componentes la energía cinética trasnacional será:

$$T_K = \frac{1}{2} m_T \dot{\varepsilon}^T \dot{\varepsilon} \quad (3.3)$$

Donde $\dot{\varepsilon} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ es la velocidad lineal en cada uno de los tres ejes del marco de referencia. La expresión $\dot{\varepsilon}^T \dot{\varepsilon}$ se refiere al cuadrado matricial y el punto sobre la letra significa que es su respectiva derivada.

3.1.3. Energía Cinética Rotacional

Se define a energía cinética de rotación como la energía que surge de un movimiento de rotación. Su ecuación general está definida como [8]:

$$T_R = \frac{1}{2} I \omega^2 \quad (3.4)$$

Como en la anterior energía, debe ser considerado que es un cuerpo que tiene tres velocidades angulares distintas, por lo que queda:

$$T_R = \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} \quad (3.5)$$

Donde J es la matriz de inercia para la energía cinética rotacional total y $\dot{\eta} = (\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi})$ son las velocidades angulares.

3.1.4. Energía Potencial

Es la energía que se almacena en un cuerpo después de haber hecho un trabajo contra una fuerza, que en este caso es la de gravedad. Su ecuación general es [8]:

$$T_P = mgh \quad (3.6)$$

Para el vehículo, será:

$$T_P = m_T gZ \quad (3.7)$$

Donde Z es la altura a la que se encuentra el vehículo y g es la fuerza de gravedad.

3.2. Modelo Matemático

Para encontrar la fuerza total se usará el modelo de Euler–Lagrange debido a que el desarrollo matemático lo hace muy rápido. En cambio el cálculo de los

momentos se hace a través de mecánica de Newton para simplificar los cálculos.

3.2.1. Modelo Euler-Lagrange para la fuerza total

Relacionando las ecuaciones (3.3), (3.5) y (3.7) se obtiene el lagrangiano de la energía, que será:

$$\mathcal{L}(q, \dot{q}) = T_K + T_R - T_P = \frac{1}{2} m_T \dot{\epsilon}^T \dot{\epsilon} + \frac{1}{2} \dot{\eta}^T J \dot{\eta} - mgz \quad (3.8)$$

El modelo matemático total del vehículo se obtiene de la ecuación de Euler-Lagrange de la energía con las fuerzas externas [9]. La expresión es la siguiente:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial q} = \begin{bmatrix} F_\epsilon \\ \tau \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Donde $F_\epsilon = M_R F$ es la fuerza de traslación, aplicada al cuadricóptero para cada una de las componentes (x, y, z) . La letra F , es la expresión (2.26), que es la fuerza que se le está aplicando al vehículo. La letra M_R es la matriz rotacional (Anexo I) que entrega la orientación del vehículo respecto de los ángulos de Euler.

Finalmente, las expresiones escalares de las fuerzas en los tres ejes (Anexo II) son:

$$m \ddot{x} = L_T \sin \psi \sin \theta \quad (3.10)$$

$$m \ddot{y} = L_T \cos \psi \sin \theta \quad (3.11)$$

$$m \ddot{z} = L_T \cos \theta - mg \quad (3.12)$$

3.2.2. Modelo Newton para los Momentos

La letra τ representa a los tres momentos que hay en el vehículo en los tres ejes. Está referido a los ángulos de yaw, pitch y roll.

Para el momento de yaw se tiene:

$$\tau_{\psi} = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_4 = \sum_{i=0}^4 \tau_i \quad (3.13)$$

Este momento se debe al momento creado por el giro de los motores. La tercera ley de Newton dice que toda acción tiene una reacción igual pero en distinto sentido. Aquí se cumple que la fuerza total de los motores genera una fuerza de giro igual pero en distinto sentido. Es por lo anterior que se colocan dos motores girando en otro sentido porque así se contrarresta esta fuerza.

Para el momento de pitch, la expresión es:

$$\tau_{\theta} = \Delta L_{1,3} l \quad (3.14)$$

Donde $\Delta L_{1,3}$ es la diferencia de fuerza de sustentación que habrá entre los motores 1 y 3 multiplicada por la distancia desde el motor hasta el centro de gravedad, es decir, se cumple la ecuación (2.1).

Para el movimiento de roll, la expresión es parecida al de pitch, pero con los otros dos motores, es decir:

$$\tau_{\phi} = \Delta L_{2,4} l \quad (3.15)$$

Combinando los tres momentos, se tiene la siguiente matriz total:

$$\tau_T = \begin{bmatrix} \tau_{\psi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=0}^4 \tau_i \\ \Delta L_{2,4} l \\ \Delta L_{1,3} l \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Finalmente, reescribiendo la matriz con las velocidades angulares, se obtiene:

$$\tau_T = \begin{bmatrix} \tau_{\psi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_r(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ lk(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ lk(\omega_3^2 - \omega_1^2) \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

Con $k_\tau > 0$ constante que depende de la fricción aerodinámica.

3.2.3. Planta del modelo

La planta es una representación matemática de la relación entre la entrada y la salida de un sistema. A través de esta se puede modelar el comportamiento del sistema ante algún tipo de excitación. Para llegar a esta planta se usará la transformación de Laplace, que transforma una ecuación diferencial ordinaria en una ecuación algebraica de fácil solución.

Además, para simplificar el cálculo se tomarán las siguientes consideraciones:

1. El sistema de referencia del vehículo rotará en el eje Z junto con el sistema de referencia terrestre, por lo que $\psi = 0$.
2. Los valores de θ y ϕ llegarán hasta los $\pm 10^\circ$, es decir, son ángulos pequeños. Matemáticamente se puede considerar $\cos \phi = 1$, $\cos \theta = 1$, $\sin \phi = \phi$ y $\sin \theta = \theta$.

Aplicando las simplificaciones a las ecuaciones (3.10), (3.11) y (3.12) se tiene:

$$m \ddot{x} = 0 \quad (3.18)$$

$$m \ddot{y} = L_T \ddot{\theta} \quad (3.19)$$

$$m \ddot{z} = L_T \ddot{\phi} \quad (3.20)$$

Además reordenando la ecuación (3.9), considerando ciertas constantes:

$$k_\tau (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) = \Omega_1 \quad (3.21)$$

$$k(\omega_2^2 - \omega_4^2) = \Omega_2 \quad (3.22)$$

$$k(\omega_3^2 - \omega_1^2) = \Omega_3 \quad (3.23)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_\psi \\ \tau_\theta \\ \tau_\phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_Z \ddot{\psi} \\ I_Y \ddot{\theta} \\ I_X \ddot{\phi} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

Entonces:

$$I_Z \ddot{\psi} = \Omega_1 \quad (3.25)$$

$$I_Y \ddot{\theta} = l\Omega_2 \quad (3.26)$$

$$I_X \ddot{\phi} = l\Omega_3 \quad (3.27)$$

Aplicando Laplace a (3.19), (3.20) y (3.27):

$$mY(s)s^2 = L_T\theta(s) \quad (3.28)$$

$$mZ(s)s^2 = L_T(s) \quad (3.29)$$

$$I_X\phi(s)s^2 = l\Omega_3(s) \quad (3.30)$$

Trabajando en el dominio de Laplace (S), las funciones de transferencia del modelo quedan:

$$H_\phi = \frac{\phi(s)}{\Omega_3(s)} = \frac{l}{I_X s^2} \quad (3.31)$$

$$H_{XY} = \frac{Y(s)}{\phi(s)} = \frac{L_T}{s^2 m} \quad (3.32)$$

$$H_Z = \frac{Z(s)}{L_T(s)} = \frac{1}{s^2 m} \quad (3.33)$$

Para la función de transferencia de XY, se considerará un vuelo de ascensión estacionaria, es decir que mantiene los movimientos del eje Z constante. De lo anterior se saca que la fuerza de sustentación debe ser igual a la de peso, entonces simplificando quedan:

$$H_\phi = \frac{l}{I_X s^2} \quad (3.34)$$

$$H_{XY} = \frac{mg}{s^2 m} = \frac{g}{s^2} \quad (3.35)$$

$$H_Z = \frac{1}{s^2 m} \quad (3.36)$$

3.3. Modelo Matemático Alternativo

3.3.1. Modelo dinámico

Se analizará también un modelo dinámico diferente [10] para hacer comparaciones en el momento de las simulaciones. Se considerará la figura 3.1 para describir el modelo.

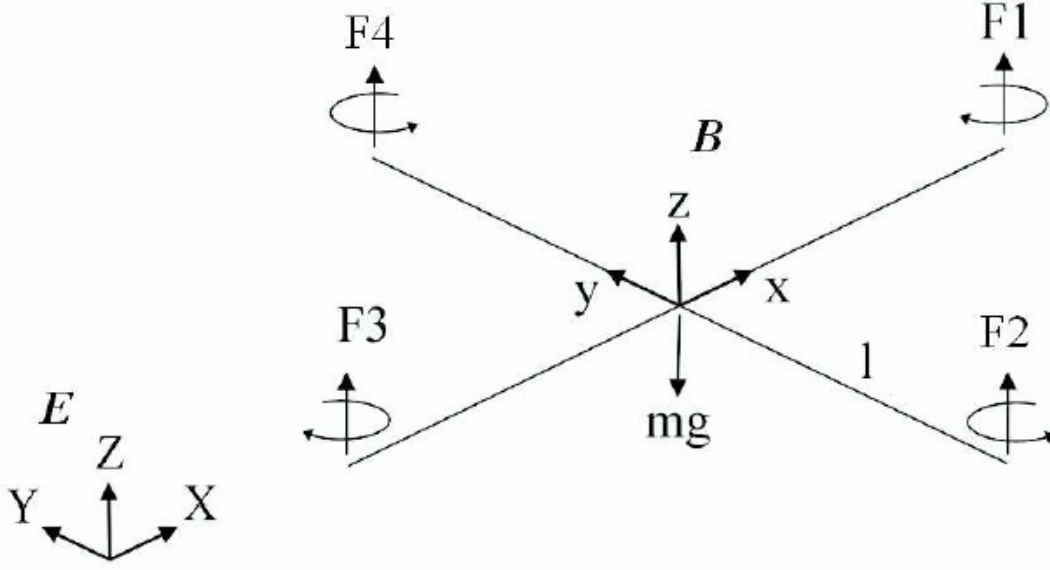


Figura 3.1: Sistema de referencia fijo y móvil

Se considerarán los ángulos de Euler: ψ ángulo rotación en Z, ϕ ángulo rotación en X y θ ángulo rotación en Y. En el sistema de referencia de la figura 8, se tienen E como sistema de referencia tierra y B sistema de referencia cuerpo.

$$F_{XYZ} \begin{cases} ma_x = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)U_1 \\ ma_y = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)U_1 \\ ma_z = (\cos \theta \cos \phi)U_1 - mg \end{cases} \quad (3.37)$$

$$\tau_{\phi\theta\psi} \begin{cases} I_x \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} (I_y - I_z) - J_R \dot{\theta} \Omega + lU_2 \\ I_y \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_R \dot{\phi} \Omega + lU_3 \\ I_z \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + lU_4 \end{cases} \quad (3.38)$$

Donde:

ψ : Ángulo yaw	$I_{X,Y,Z}$: momento de inercia del cuerpo
ϕ : Ángulo roll	J : Rotor de inercia
θ : Ángulo pitch	l : longitud brazo
k : coeficiente de empuje	d : coeficiente de resistencia

Ω_i : Velocidad del motor i

$U_1 = k(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$: Empuje total

$U_2 = k(\Omega_4^2 - \Omega_2^2)$: Diferencia de empuje del eje Y

$U_3 = k(\Omega_3^2 - \Omega_1^2)$: Diferencia de empuje del eje X

$U_U = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$: Diferencia de Par

$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4$: Velocidad general de giro del motor

Simplificaciones:

1. El sistema de referencia fijado a la tierra gira solidariamente con el eje fijado en el cuerpo, respecto al eje Z. Por lo anterior $\psi = 0$.
2. Se considera que los ángulos de roll y pitch no serán mayores a 15° , por lo que se consideran ángulos pequeños. De lo anterior se tiene $\cos \phi = \cos \theta = 1$, $\sin \phi = \phi$ y $\sin \theta = \theta$.
3. En el cálculo de momento, solo se tiene en cuenta el momento creado por la diferencia de empuje de los motores. Así que se eliminan las dependencias entre ϕ, ψ, θ .

Finalmente, de las simplificaciones anteriores se sacan las ecuaciones del modelo dinámico:

$$ma_x = \theta U_1 \quad (3.39)$$

$$ma_y = -\phi U_1 \quad (3.40)$$

$$ma_z = U_1 - mg \quad (3.41)$$

$$I_x \ddot{\phi} = l U_2 \quad (3.42)$$

$$I_y \ddot{\theta} = l U_3 \quad (3.43)$$

$$I_z \ddot{\psi} = l U_4 \quad (3.44)$$

3.3.2. Planta del modelo dinámico

Si a las ecuaciones anteriores se les hace la transformada de Laplace se tiene:

$$mX(s)s^2 = \theta(s)U_1 \quad (3.45)$$

$$mY(s)s^2 = \phi(s)U_1 \quad (3.46)$$

$$mZ(s)s^2 = U_1 - mg \quad (3.47)$$

$$I_X\phi(s)s^2 = lU_2 \quad (3.48)$$

$$I_Y\theta(s)s^2 = lU_3 \quad (3.49)$$

$$I_Z\psi(s)s^2 = lU_4 \quad (3.50)$$

Finalmente se obtiene la planta del modelo:

Planta Z:

$$\frac{Z(s)}{(U_1 - mg)} = \frac{1}{s^2 m} \rightarrow H_Z(s) = \frac{1}{s^2 m} \quad (3.51)$$

Planta XY:

$$\frac{Y(s)}{\phi(s)} = \frac{U_1}{s^2 m} \rightarrow H_{XY} = \frac{U_1}{s^2 m} = \frac{mg}{s^2 m} = \frac{g}{s^2} \quad (3.52)$$

Planta ϕ, ψ, θ :

$$\frac{\phi(s)}{U_2} = \frac{l}{I_X s^2} \rightarrow H_{\phi\psi\theta} = \frac{l}{I_X s^2} \quad (3.53)$$

Comparando las plantas obtenidas en este trabajo, definidas en las ecuaciones (3.34), (3.35) y (3.36), se puede observar que son iguales a las del modelo alternativo citado en el subcapítulo 3.3.2, a pesar de que ambas fueron obtenidas desde dos métodos distintos. Además, en [11] se utilizó un tercer método para encontrar la planta de los sistemas y también se llega a un mismo resultado.

Ahora que ya se tienen las plantas del vehículo, es importante saber cómo van a responder a los impulsos. Por lo anterior se tiene que hacer una simulación previa y ver el comportamiento de las plantas por separado y luego combinándolas.

CAPÍTULO 4. SIMULACIÓN DE LOS MODELOS DESARROLADOS

4.1. Introducción

Para la simulación, se van a tomar las ecuaciones (3.34), (3.35) y (3.36), obtenidas en el capítulo anterior, y se insertarán en la herramienta SIMULINK de Matlab. Este programa es una plataforma multidominio y diseño basado en sistemas dinámicos y sistemas de funciones dedicadas capaz de encontrar los gráficos de estabilidad y transitorios de las funciones de transferencia.

Además se considerará una simulación en un ambiente aislado, es decir, sin viento ni fuerzas externas que esté afectando al modelo. La gravedad está considerada.

4.2. Funciones de Transferencia

La planta, o función de transferencia, como ya se explicó previamente es la relación entre la entrada y la salida de un sistema. Esta relación tiene la siguiente expresión:

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = G(s) \quad (4.1)$$

Siendo $Y(s)$ la señal de salida del sistema, $R(s)$ la entrada del sistema y $G(s)$ la función de transferencia, como puede observarse en la figura 4.1.

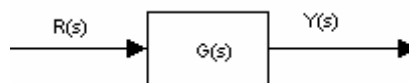


Figura 4.1: Diagrama de bloques

La figura 4.1 es conocida como función de transferencia de lazo abierto, es decir, que no hay una realimentación de la señal de salida para corregir los posibles errores. Si se quiere corregir el error de la salida se debe hacer un sistema de lazo cerrado, como el de la figura 4.2.



Figura 4.2: Sistema de lazo cerrado

En el lazo cerrado se está enviando la señal de salida al comienzo para analizar las diferencias y así, en el siguiente cálculo, entregar un valor con un error menor.

4.3. Ajuste de planta

Para la simulación se tendrán en consideración los valores de la tabla 4.1 para las variables de las funciones de transferencia [11], ya que así, aunque los criterios de diseño son distintos, se tiene una cierta referencia en la respuesta del sistema para poder comparar.

Nombre	Variable	Valor
Gravedad	g	9.81 [m/s]
Momento de inercia X	I_x	0,02 [kg m ²]
Brazo	l	1 [m]
Masa	m	2 [kg]

Tabla 4.1: Valores de constantes

En el momento de inercia se usa un valor pequeño, $I_x = 0,02$, para que la simulación del sistema tenga poca resistencia al giro, ya que este tipo de vehículos tiene una buena maniobrabilidad, es decir, se comporta bien en el movimiento.

Reemplazando en las ecuaciones:

$$H_z = \frac{1}{2s^2} \quad (4.2)$$

$$H_{xy} = \frac{9.81}{s^2} \quad (4.3)$$

$$H_\phi = \frac{1}{0.02s^2} \quad (4.4)$$

Si se toman las funciones (4.2), (4.3) y (4.4) y se simulan directamente en lazo abierto para ver cómo se comporta el sistema, se obtienen las respuestas de las figuras 4.3, 4.4, y 4.5 respectivamente.

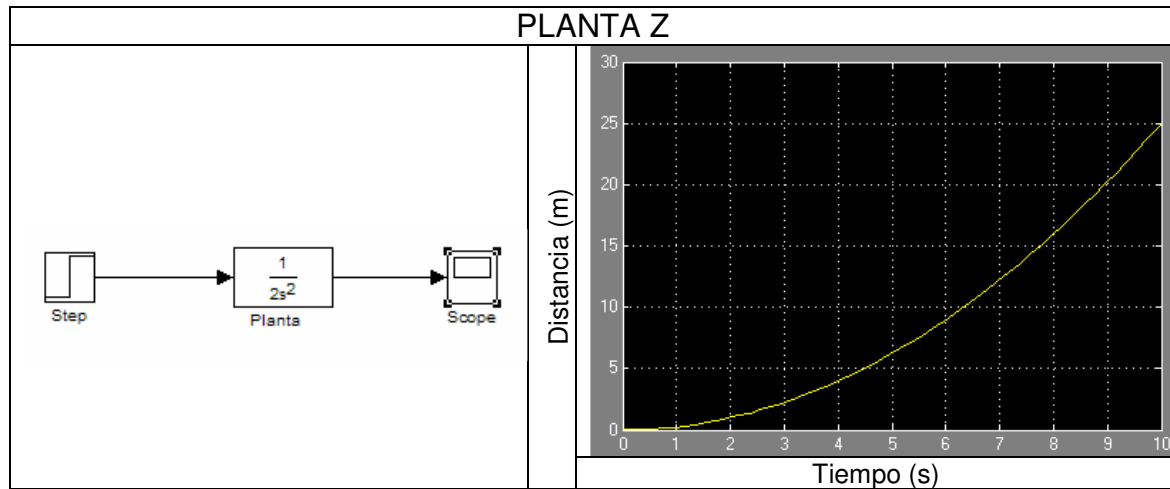


Figura 4.3: Planta Z sin controlador

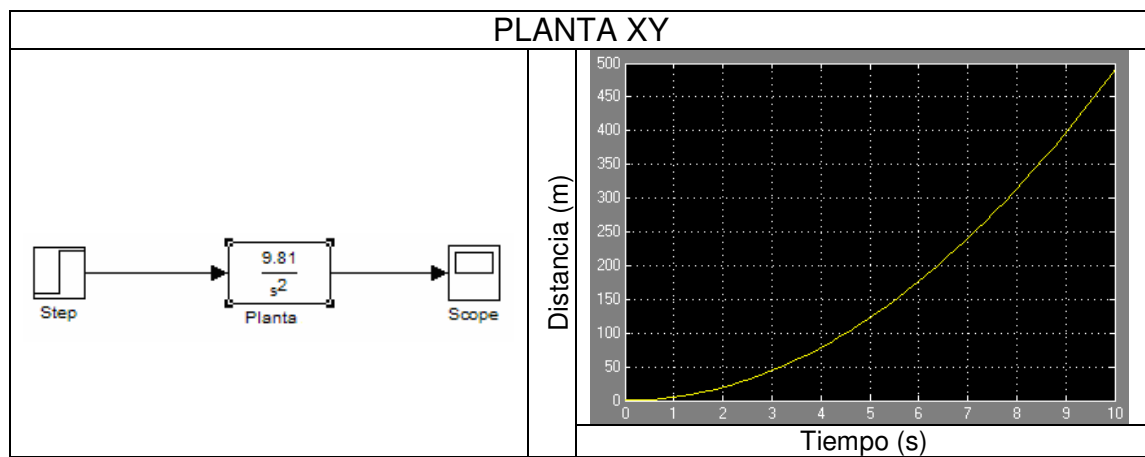


Figura 4.4: Planta XY sin controlador

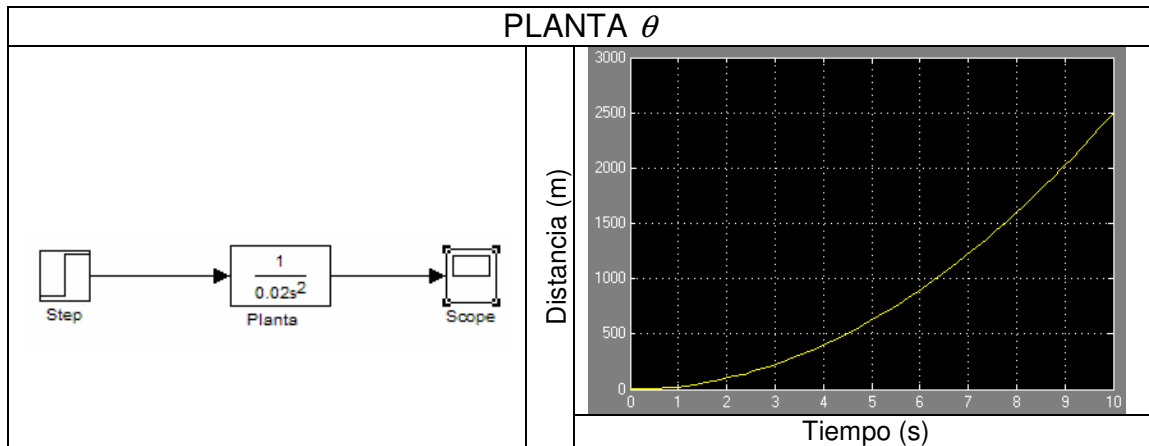


Figura 4.5: Planta ϕ sin controlador

Ya se puede observar en los tres casos que el sistema no llegará nunca a la estabilidad. Por lo anterior se tiene que diseñar, por ejemplo, un controlador PID para cada caso para así estabilizar el sistema y llegar a cumplir los criterios de diseño.

Se debe destacar que para todas las simulaciones realizadas en este trabajo se usará una función de escalón unitario, o en inglés *Unit step function*, ya que representa una señal que enciende en un determinado tiempo y se queda prendida indefinidamente. Esto permite tener sólo dos posibles valores, 0 o 1, de los cuales el segundo será el objetivo para la estabilización del sistema. El cambio de cualquier orden del sistema de navegación se puede interpretar como una suma de más de un escalón con tiempos de inicio diferentes.

4.4. Controladores

4.4.1. Controlador PID

Un controlador PID, que significa *Proportional-Integral-Derivative*, se refiere a un mecanismo para controlar un bucle de realimentación que principalmente corrige el error entre el valor medido y el que se quiere obtener.

Proporcional se refiere a una salida del controlador que es proporcional al error, es decir:

$$u(t) = K_p e(t) \quad (4.5)$$

Que en el dominio de Laplace será:

$$C_p(s) = K_p \quad (4.6)$$

Integral entrega una salida del controlador que es proporcional al error acumulado, entonces es un controlador lento. Su función temporal es:

$$u(t) = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (4.7)$$

Y su expresión de Laplace es:

$$C_i(s) = \frac{K_i}{s} \quad (4.8)$$

Derivativo se manifiesta cuando hay un cambio en el valor absoluto del error. Su función temporal es:

$$u(T) = K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (4.9)$$

Y la expresión en el dominio de Laplace es:

$$C_D = K_D s \quad (4.10)$$

Finalmente, un controlador PID tiene la siguiente forma:

$$G_C = K_p + \frac{K_i}{s} + K_D s \quad (4.11)$$

La tabla 4.2 muestra el comportamiento de la respuesta cuando se agregan los controladores. Se debe tener consideración de que los controladores pueden ir combinados entre ellos, por lo que dependen entre sí. Se debe considerar que si los valores de los parámetros disminuyen el comportamiento es de forma inversa.

Parámetro	Tiempo peak	Sobreimpulso M	Settling time t_s	Steady-state error (E_{ss})
P	-	+	Cambios pequeños	-
I	-	+	+	0
D	Cambios pequeños	-	-	Cambios Pequeños

Tabla 4.2: Comportamiento del sistema con controladores

Tiempo Peak (t_p): Tiempo necesario para la respuesta para llegar al primer impulso.

Sobreimpulso (M): En inglés *overshoot*, representa el valor del pico más grande de la respuesta del sistema.

Settling time (t_s): tiempo requerido para que una señal aumente y se mantenga dentro de una determinada banda de error.

Steady-State Error (E_{ss}): Diferencia entre la señal de entrada y la de salida.

La figura 4.6 muestra una gráfica sobre las características recién explicadas.

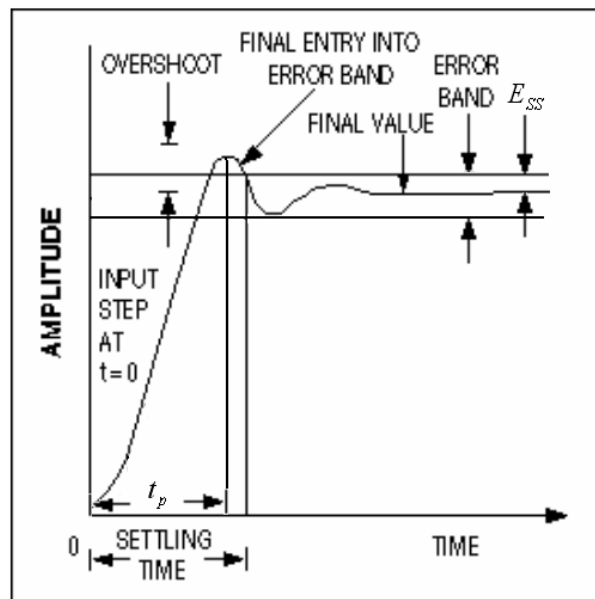


Figura 4.6: Comportamiento sistema

4.4.2. Controlador de Z

El controlador para Z se encargará de la respuesta del vehículo en el proceso de ascender. Como criterios de diseño se fijará la altura objetivo a $h = 1$ m y el tiempo aproximado de respuesta, para llegar a este valor será $t = 1$ s. Además se considerará que no haya un sobreimpulso.

La altura Z está basada en la sustentación total y el peso del vehículo, por lo que la ecuación de movimiento se puede expresar como:

$$m \ddot{z} = L_T - mg \quad (4.12)$$

$$\ddot{z} = \frac{L_T}{m} - g \quad (4.13)$$

El error puede ser considerado como la diferencia entre la altura deseada y la real:

$$e = h - z \quad (4.14)$$

$$\dot{e} = \dot{h} - \dot{z} \quad (4.15)$$

Los controladores integrales tienden a hacer el sistema más lento, así que en este caso no va a ser utilizado. Para hacer un controlador PD basado en el error se tiene:

$$\frac{L_T}{m} = K_D \dot{e}(t) + K_P e(t) - g \quad (4.16)$$

Por lo que el controlador se representa de la siguiente manera:

$$\ddot{z} = K_D \dot{e}(t) + K_P e(t) \quad (4.17)$$

Y la función de transferencia es:

$$C_{PDz} = K_D s + K_P \quad (4.18)$$

Esta función C_{PD} es el aspecto que va a tener el controlador para la planta de Z. Para el diseño se debe tener en consideración la tabla 4.2 para que se cumplan los criterios de diseño.

Ahora se comenzará con el controlador más básico, donde $K_D = 1$ y $K_P = 1$. Se debe considerar que el controlador será multiplicado por $\frac{1}{(\beta s + 1)}$ para que el numerador y el denominador sean del mismo orden y no halla error en SIMULINK. Además β es un valor muy pequeño y no afectará en la respuesta del sistema. A la hora de la implementación tampoco existirán los integradores o derivadores ideales, por lo que el factor β también aparecerá. Por ejemplo, en su implementación electrónica modelará las pérdidas resistivas.

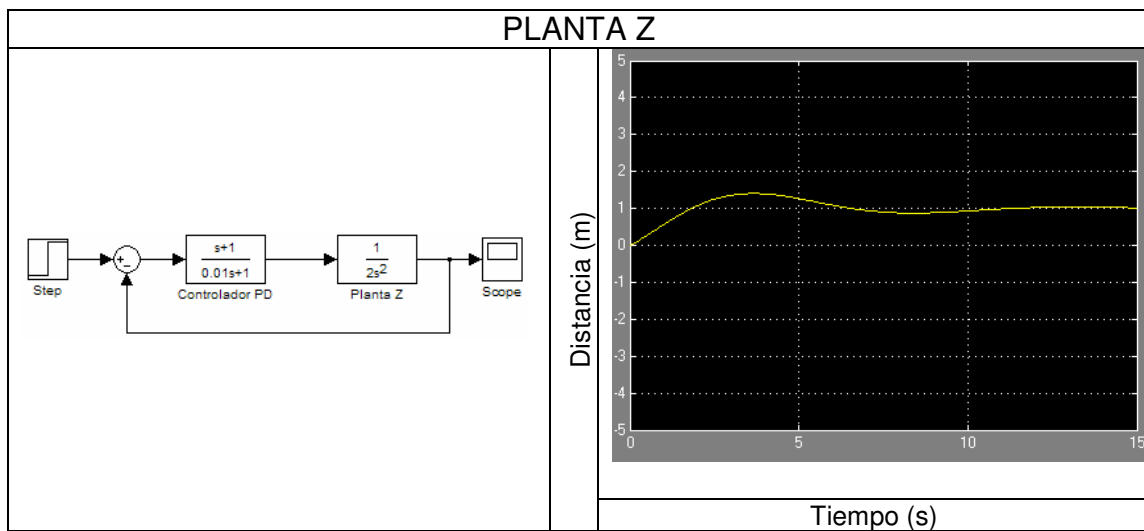


Figura 4.7: Planta Z $K_D = 1$, $K_P = 1$

Se observa que, en la figura 4.7, el controlador ya está cumpliendo en parte su cometido. La respuesta ya no está siendo con forma exponencial, el sistema se está estabilizando aproximadamente en los 12 s. Ahora hay que lograr que no haya el sobreimpulso que se ve en los 4 s y hay que bajar a la estabilización a 1 s ya que el sistema se puede ir a pérdida antes de estabilizarse y en la integración real caería a tierra. Lo anterior se logrará aumentando el valor del Derivativo y disminuyendo el valor del proporcional, ya que según la tabla 4.2 eso disminuirá el sobreimpulso y el tiempo de estabilización.

Usando ahora $K_D = 10$ y $K_P = 0,2$ se obtiene la siguiente gráfica.

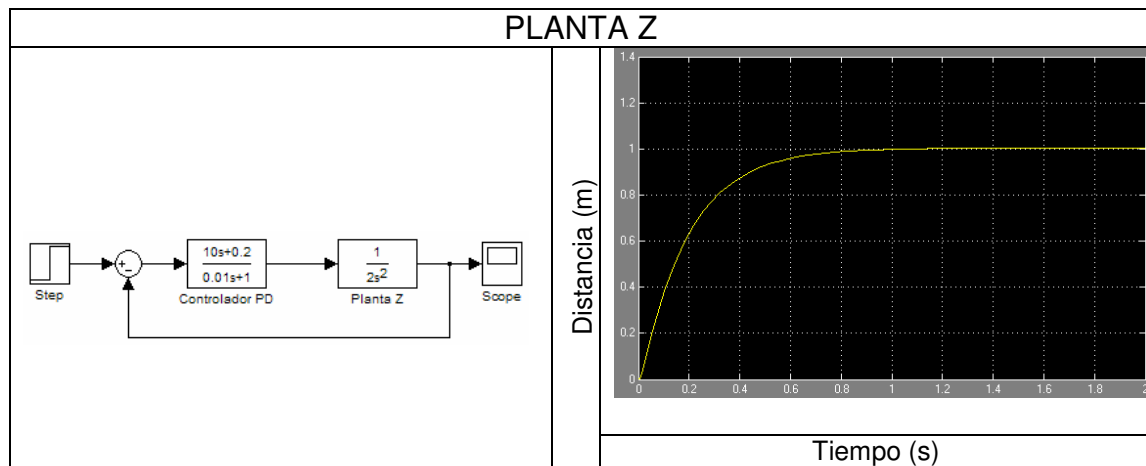


Figura 4.8: Planta Z $K_D = 10$, $K_P = 0,2$

En la figura 4.8, se entrega una respuesta como la que se desea en los criterios de diseño, se estabiliza a $t = 1$ s y el sobreimpulso es tan pequeño que pasa a ser despreciable.

Para comprobar que los valores anteriores están correctos se hará una última simulación con $K_D = 20$ y $K_P = 0,05$ para ver cuál es la respuesta del sistema si se siguiera aumentando el valor del derivativo y disminuyendo el proporcional.

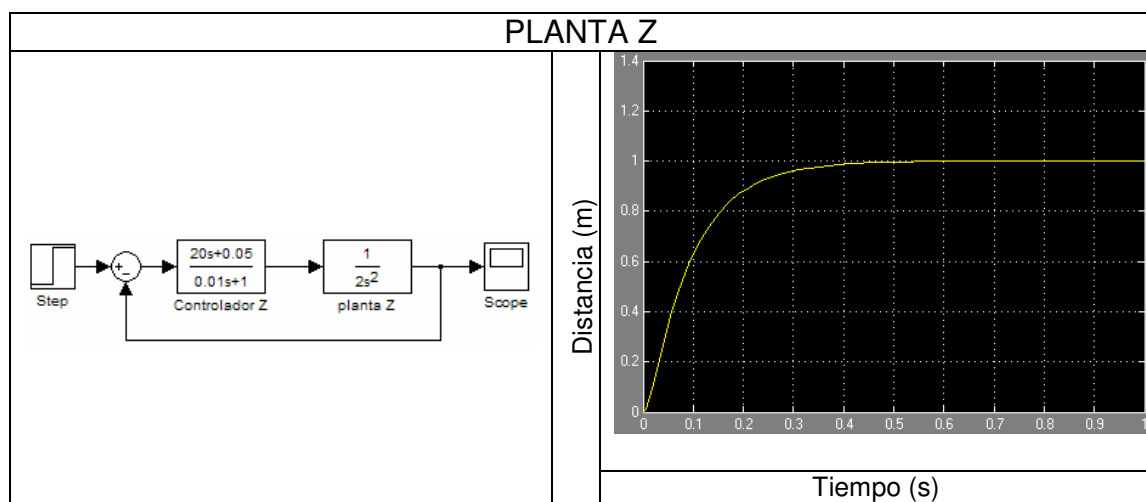


Figura 4.9: Planta Z $K_D = 100$, $K_P = 0,2$

Si bien, la respuesta de la figura 4.9 es muy buena, ya que esta llega al equilibrio del sistema en 0,5 s, pero no es el tiempo de los criterios de diseño. Por lo anterior se usan $K_D = 10$ y $K_P = 0,2$ para el controlador de la planta Z.

La planta y controlador están siendo modelados de forma ideal. En la realidad existen factores que afectarán al comportamiento de la respuesta. Una manera de observar estas variaciones es agregando un factor de error al sensor que hace la realimentación y ver cómo se comporta el controlador.

Se probarán dos posibles casos, el de un error de 1 % para ver cuanto afecta un pequeño error de medición en el comportamiento de la respuesta. Luego se ingresará un error del 10 % para observar cómo va a ser el desplazamiento con un gran error de medición.

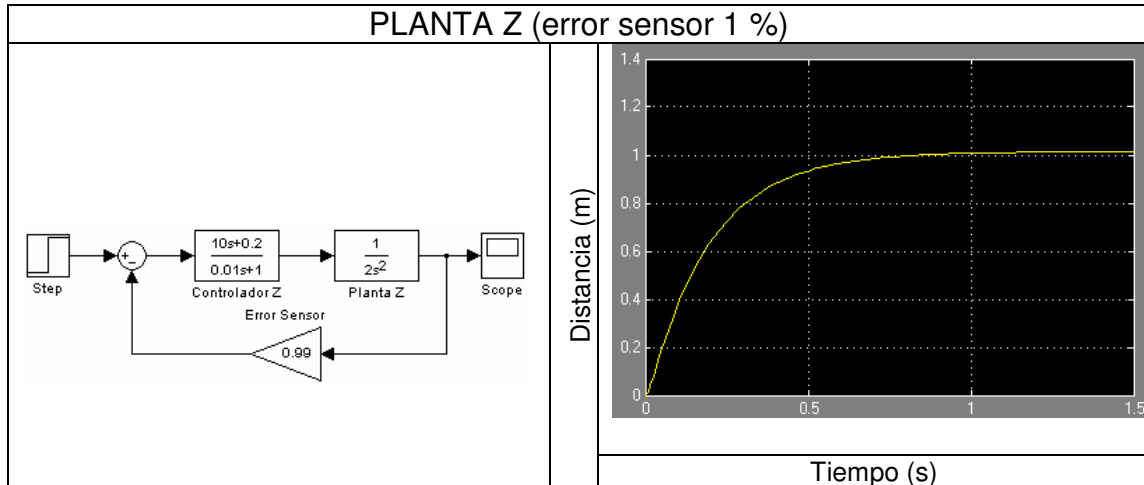


Figura 4.10: Planta Z error sensor 1 %

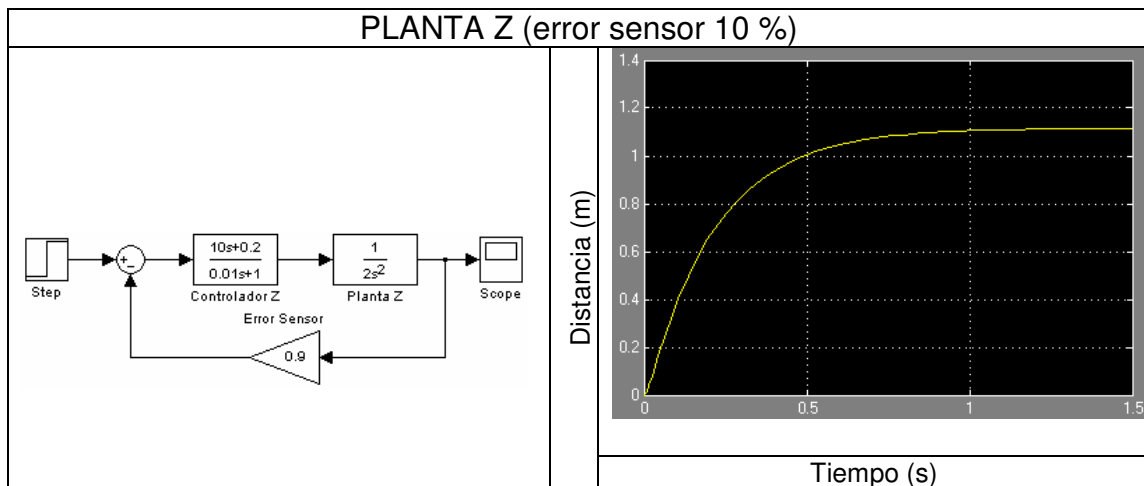


Figura 4.11: Planta Z error sensor 10 %

Se aprecia que con un error de un 1 % no llega a ser inestable como se ve en la figura 4.10. La respuesta sube muy levemente por encima de la altura deseada, pero en cambio con un error importante como es un 10 % la

respuesta de la figura 4.11 llega un poco más arriba de 1 m de altura. Lo anterior demuestra que estos errores sólo afectan a la exactitud del sistema y no a su estabilidad.

Se tendrá en cuenta cómo afecta al sistema la variación en la planta y el sensor en un capítulo posterior.

4.4.3. Controlador de XY

Este controlador se encarga de la respuesta del vehículo en el plano XY, es decir la posición en el plano, a una altura Z constante. La dinámica del cuadricóptero en las direcciones X e Y son similares, solo varían en la orientación de las mismas. Por lo anterior se va a considerar un mismo controlador para ambos. Se desea llegar a una posición de $p_y = 1$ m en $t = 1$ s.

La ecuación de la posición en Y puede ser expresada como:

$$m \ddot{y} = L_T \theta \quad (4.19)$$

$$\ddot{y} = \frac{L_T \theta}{m} \quad (4.20)$$

El error, considerando p_y como la posición deseada e Y la posición real, se define como:

$$e = p_y - y \quad (4.21)$$

$$\dot{e} = \dot{p}_y - \dot{y} \quad (4.22)$$

Al igual que en el controlador de Z no se usará un Integrador para no hacer el desplazamiento lento. Entonces el controlador se definirá como:

$$C_{PDxy} = K_D s + K_P \quad (4.23)$$

Ahora, al igual que el controlador de Z se usará con el controlador más básico, con $K_D = 1$ y $K_P = 1$. Al igual que en la planta Z, el controlador se multiplicará por $\frac{1}{(\beta s + 1)}$ para mantener el mismo orden en el numerador y denominador.

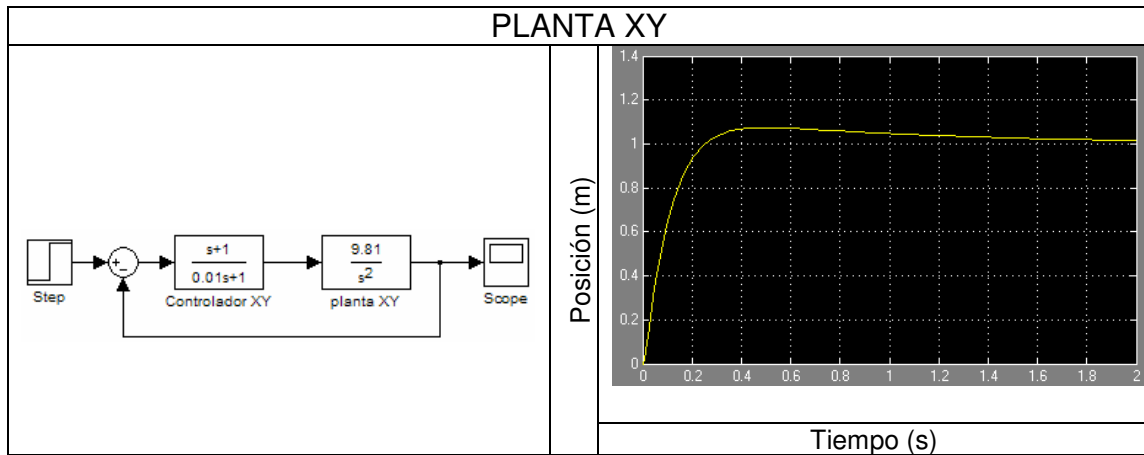


Figura 4.12: Planta XY $K_D = 1$, $K_P = 1$

La figura 4.12 muestra como hay un sobreimpulso y la respuesta se estabiliza pasados $t = 2$ s. Se debería aumentar el Derivativo para bajar el sobreimpulso.

Si se usa $K_D = 10$ y $K_P = 1$ se obtiene:

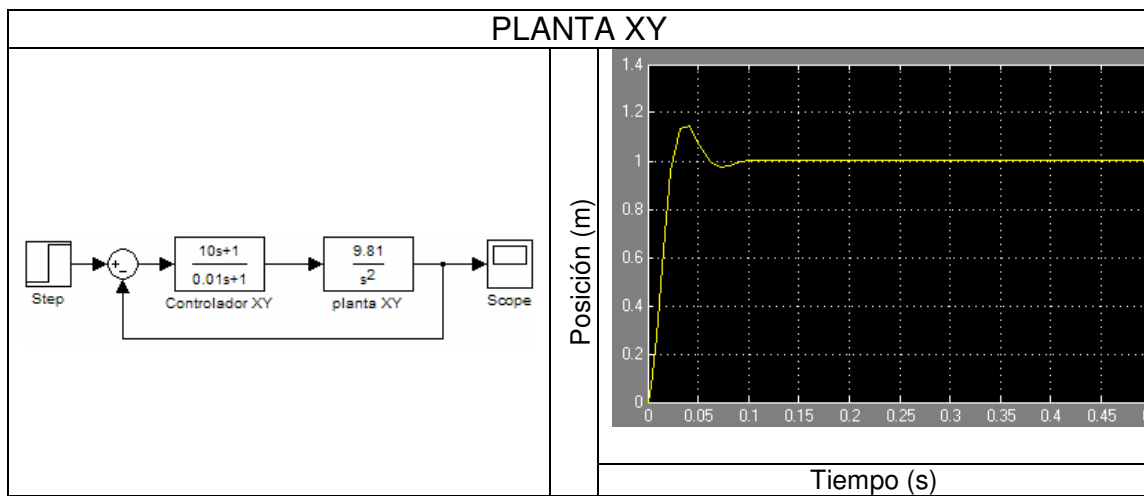


Figura 4.13: Planta XY $K_D = 10$, $K_P = 1$

Al aumentar el Derivativo, en la figura 4.13 se genera un aumento en la velocidad de respuesta y un sobreimpulso, para combatir esto es mejor disminuir bastante el proporcional para bajar el sobreimpulso y bajar el derivativo para que ambos se compensen. Usando los valores $K_D = 0.5$ y $K_P = 0.01$ se generan las gráficas:

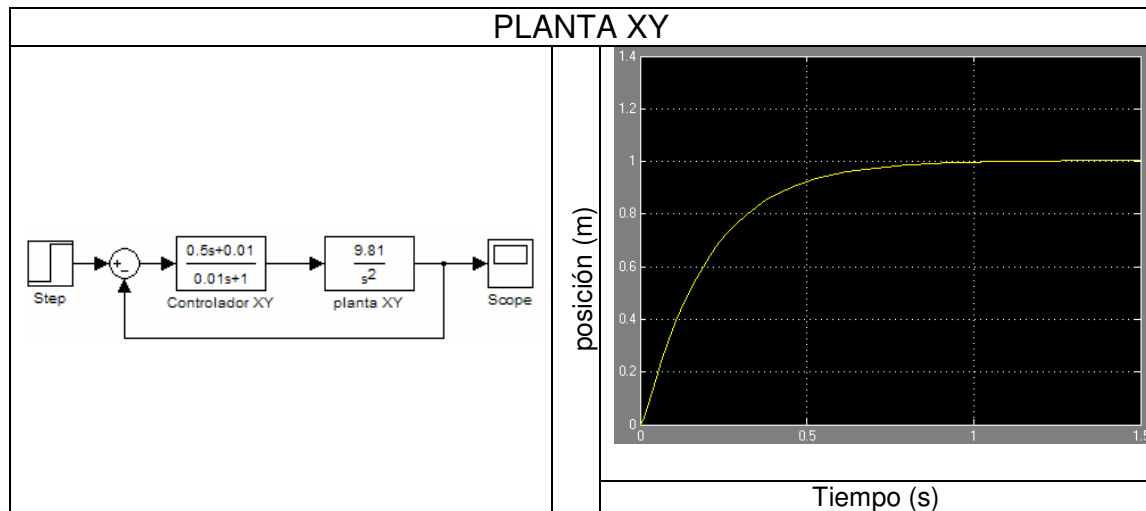


Figura 4.14: Planta XY $K_D = 0.5$, $K_P = 0.01$

La figura 4.14 ya cumple con los criterios de diseño, en que se consigue un movimiento de 1 m en $t = 1$ s. Por lo anterior se definen estos valores para la planta de XY.

Finalmente son $K_D = 0.5$ y $K_P = 0.01$ los valores.

Al igual que el controlador de Z se probará agregarle los mismos errores, de 1% y 10 %, al sensor para ver cómo va a ser su respuesta.

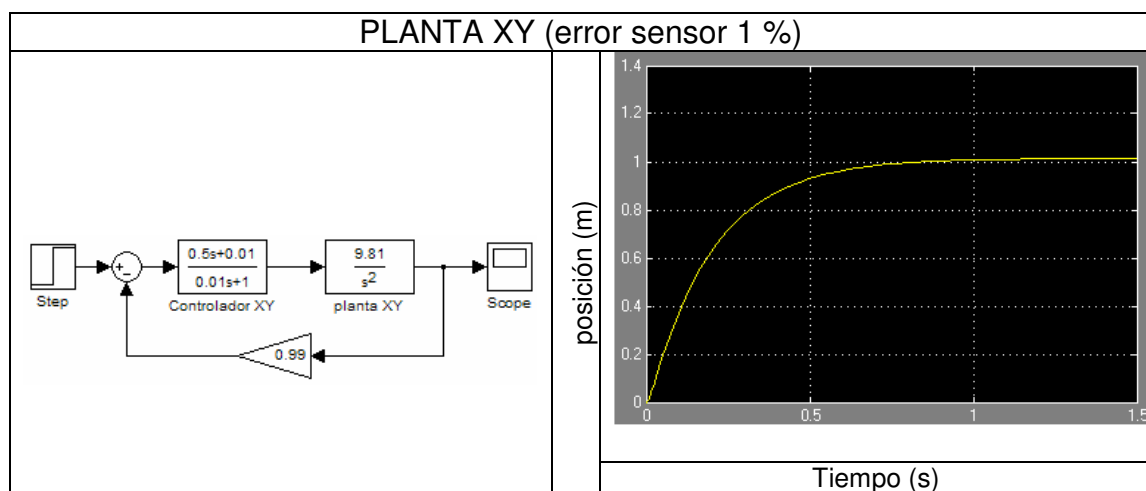


Figura 4.15: Planta XY error sensor 1 %

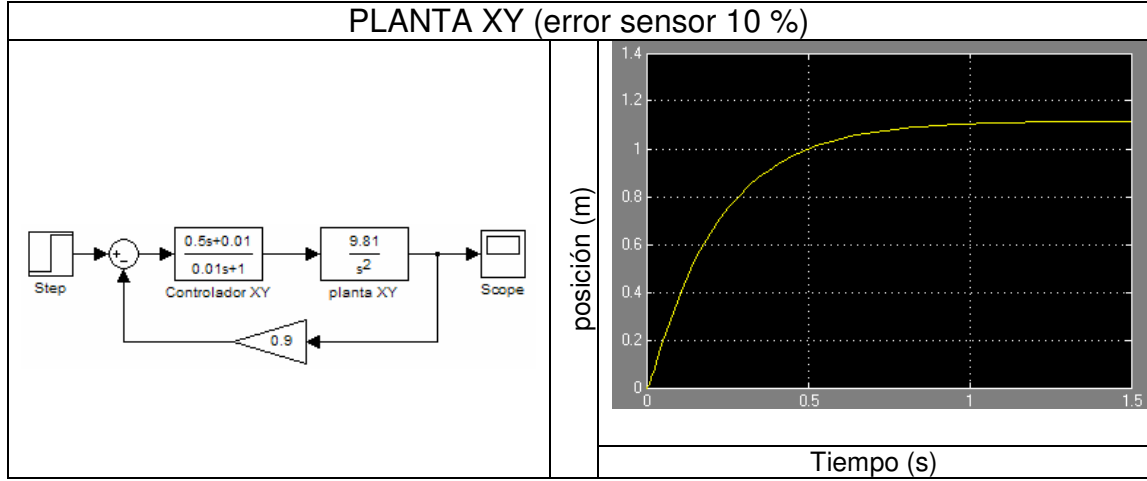


Figura 4.16: Planta XY error sensor 10 %

Con un error de 1 %, la figura 4.15 confirma que al agregar un error de medición la respuesta del sistema aumenta levemente. En cambio, si se considera un error de un 10 %, la figura 4.16 muestra un error más considerable.

4.4.4. Controlador de ϕ

Este controlador se encarga de la respuesta del sistema en el ángulo de inclinación ϕ , aunque para el ángulo θ funciona igual pero de manera frontal. Se tomará como tiempo objetivo 0,3 s ya que la variación angular debe ser rápida y muy exacta. El valor objetivo será llegar al 1, pero para llegar a los valores angulares deseados será una variación proporcional en los valores.

El error del ángulo será:

$$e = \phi_d - \phi_{real} \quad (4.24)$$

$$\dot{e} = \dot{\phi}_d - \dot{\phi}_{real} \quad (4.25)$$

El controlador de ϕ será un PD de la forma:

$$C_{PD\phi} = K_D s + K_P \quad (4.26)$$

Al igual que los casos anteriores se le agregará $\frac{1}{(\beta s + 1)}$ para mantener el equilibrio en el orden del numerador y denominador.

Considerando los valores iniciales $K_D = 1$, y $K_P = 1$ se obtiene la respuesta en la figura 25.

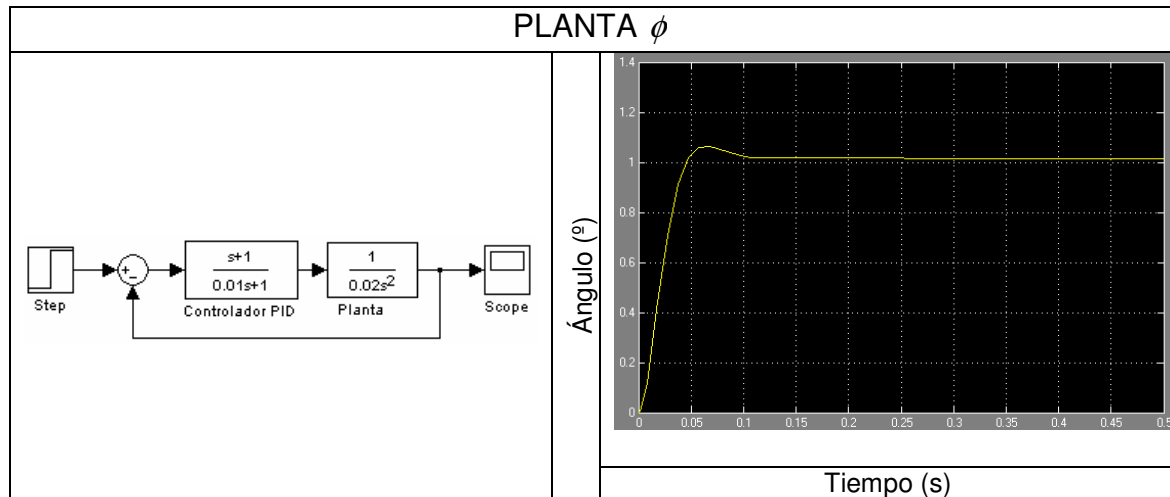


Figura 4.17: Planta ϕ $K_D = 1$, $K_P = 1$

En la figura 4.17 se ve que la respuesta es muy rápida y existe un sobreimpulso. Para esto se disminuirá el controlador proporcional para que baje el sobreimpulso. Se usarán los valores $K_D = 1$, y $K_P = 0,1$

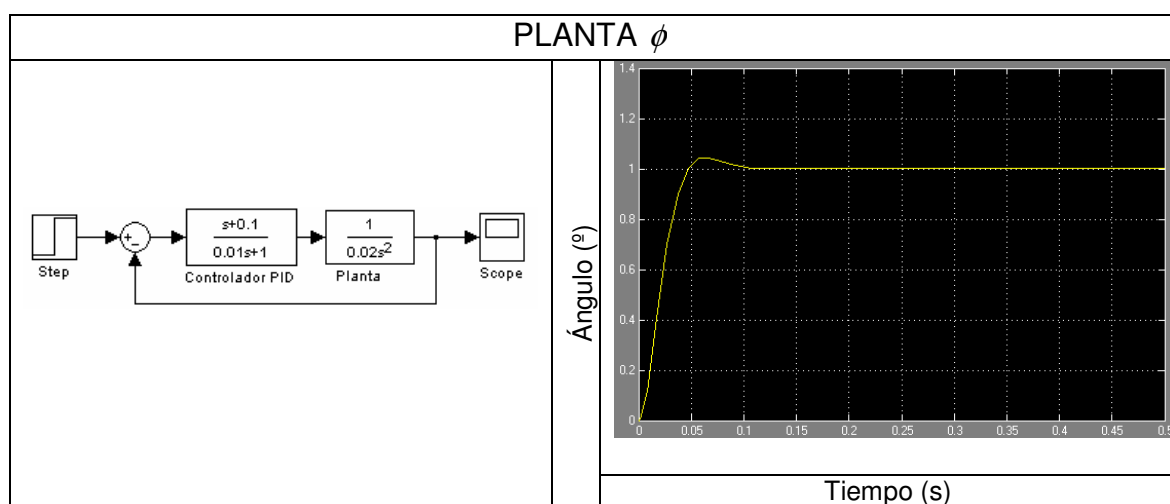


Figura 4.18: Planta ϕ $K_D = 1$, $K_P = 0,1$

De la figura 4.18 se observa que hubo una variación hacia la estabilización, pero no la deseada, así que se disminuirá aún más el controlador proporcional. Los valores serán $K_D = 1$, y $K_P = 0,01$.

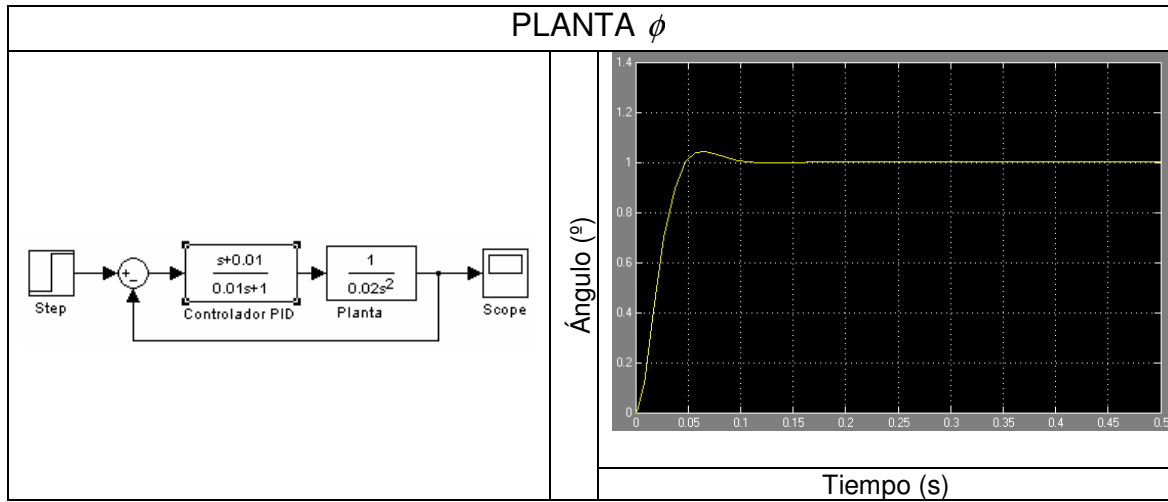


Figura 4.19: Planta ϕ $K_D = 1$, $K_P = 0,01$

En la figura 4.19 se ve que disminuye un poco el tiempo del sobreimpulso a la estabilización. Ahora se hará aumentar el controlador derivativo para disminuir el sobreimpulso. Los valores serán $K_D = 5$, y $K_P = 0,01$.

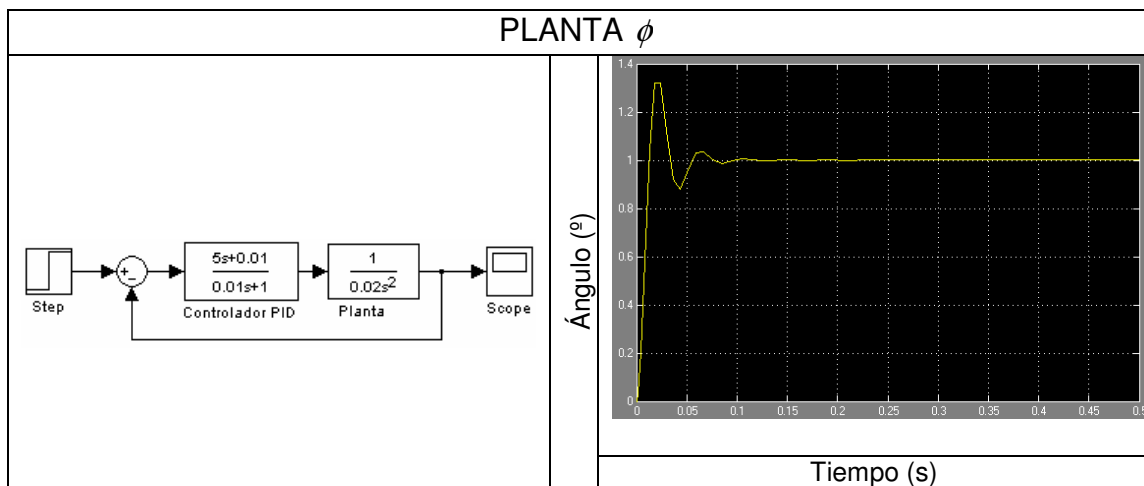


Figura 4.20: Planta ϕ $K_D = 5$, $K_P = 0,01$

Se produce una respuesta bastante peor, ya que al aumentar el controlador derivativo disminuye el tiempo de respuesta y el sistema en la figura 4.20 no es capaz de soportar cambios tan grandes y así también aumenta el sobreimpulso y se genera una inestabilidad importante.

Por lo anterior de llevará el controlador derivativo a un valor menor para bajar el tiempo de respuesta. Los valores a usar son $K_D = 0,5$, y $K_P = 0,01$.

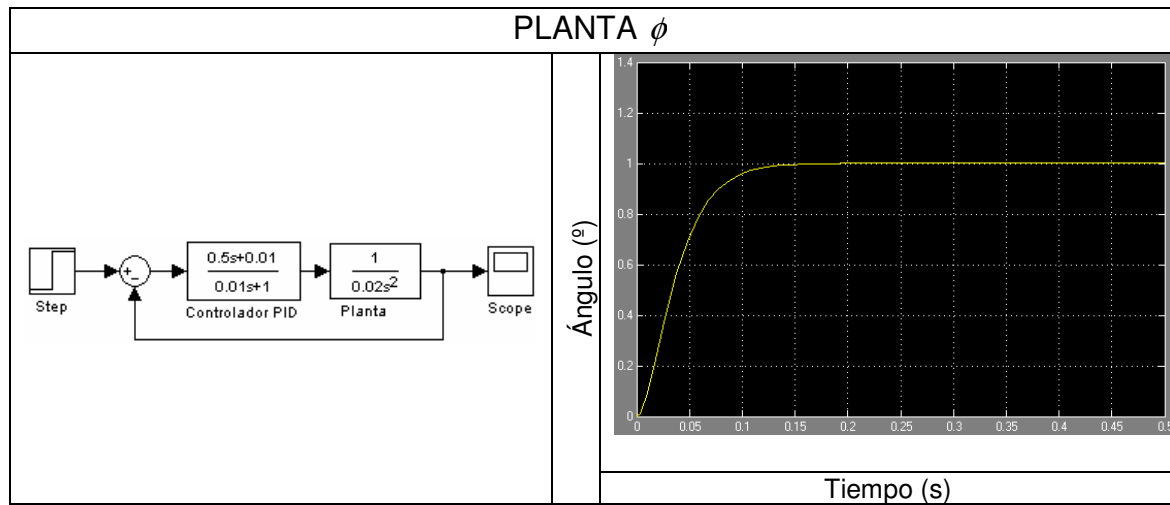


Figura 4.21: Planta ϕ $K_D = 0,5$, $K_P = 0,01$

Ya la respuesta está mucho mejor, en la figura 4.21 se consigue llegar a la estabilidad sin sobreimpulso, pero con un tiempo de estabilización de 0.15 s. Se disminuirá un poco más el controlador derivativo para llegar al tiempo objetivo. Los valores a usar son $K_D = 0,3$, y $K_P = 0,01$.

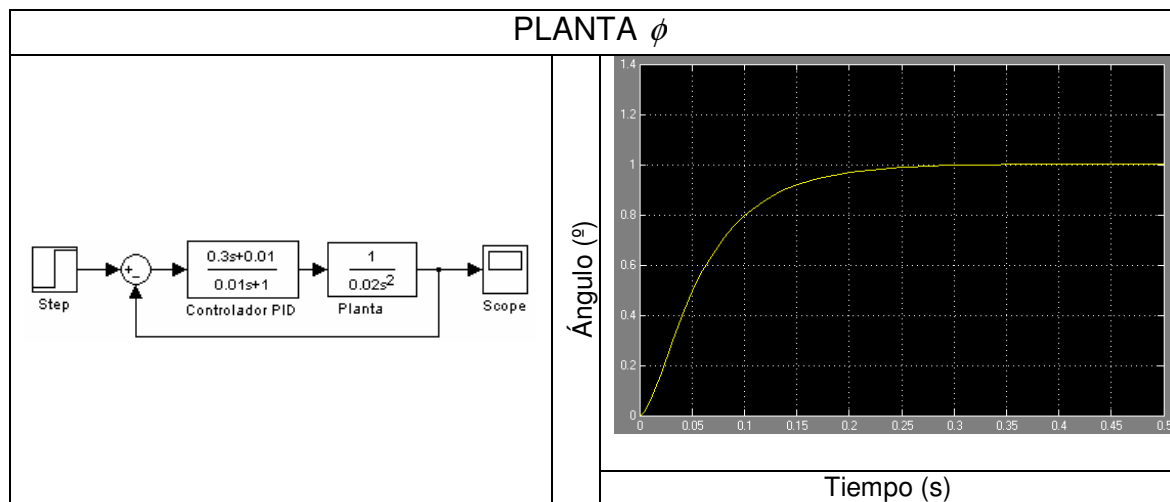


Figura 4.22: Planta ϕ $K_D = 0,3$, $K_P = 0,01$

Finalmente, como se ve en la figura 4.22, se ha conseguido el controlador que permitiera cumplir los criterios de diseño en la planta θ .

Al igual que en la planta Z y planta XY se le agregará un error al sensor de un 1 % y un 10 % para ver de qué manera afectará en la respuesta del sistema.

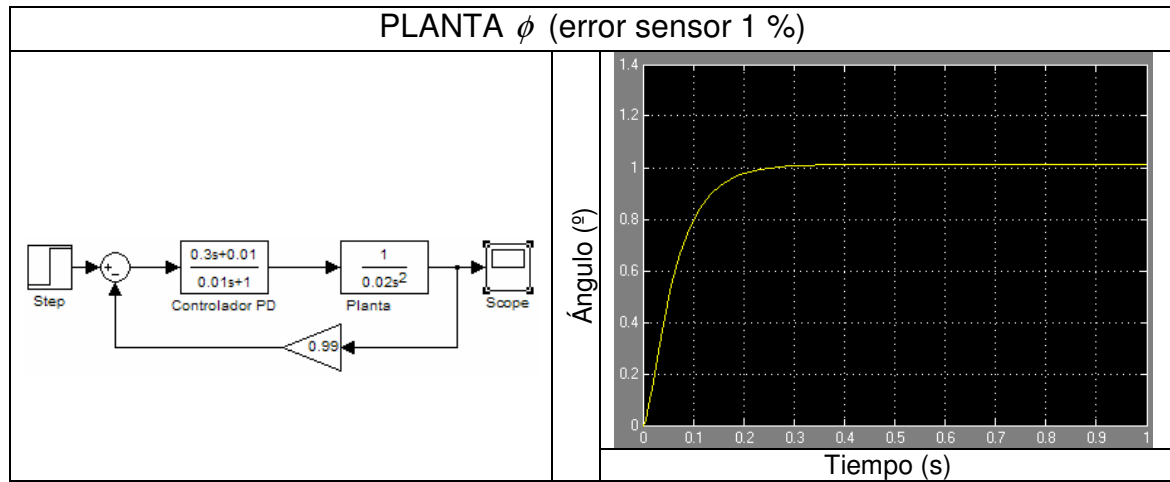


Figura 4.23: PLANTA ϕ error sensor 1 %

La figura 4.23 muestra como hay una pequeña variación en la estabilización. Esto indica que el sistema se estabilizará en un valor no deseado.

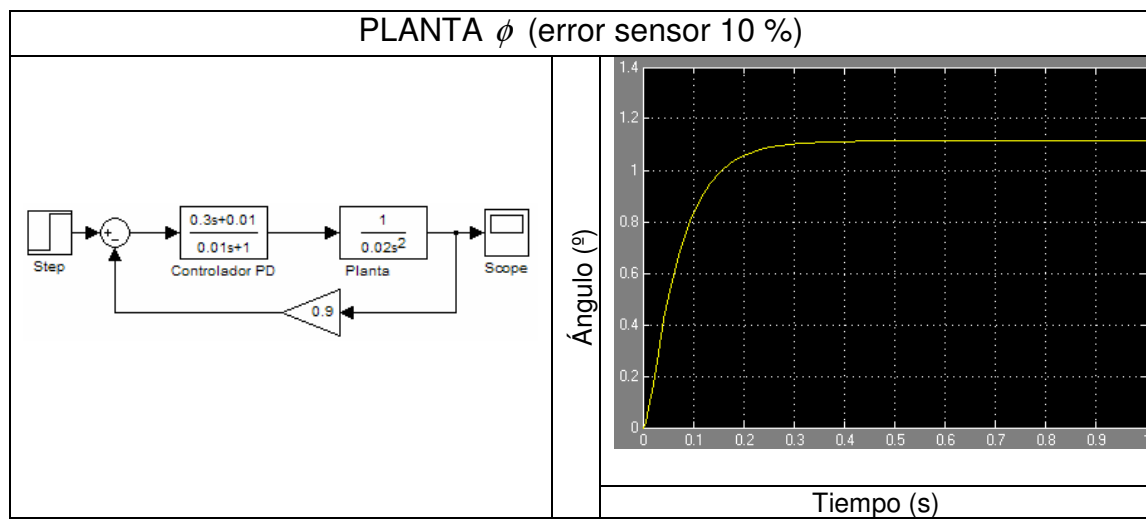


Figura 4.24: PLANTA ϕ error sensor 10 %

La variación en la estabilización tiene ya un error importante. La figura 4.24 muestra como con un error de 10 %, la respuesta llega a la estabilidad a un poco más de 1,1.

4.5. Variación sensor y planta

Los sistemas perfectos no existen. Se debe considerar variaciones en algunos de las partes del sistema para ver como se comporta el controlador diseñado. Primero se agregarán algunos retrasos en el sensor y luego, junto con los retrasos hará variar levemente la planta, variando la masa, para analizar que respuesta dará el sistema.

Este análisis se hará solo para la planta Z ya que todas las plantas tienen una respuesta relativamente parecida, entonces se puede tomar esta como una referencia de comportamiento.

El retraso en el sensor se agrega con el bloque *Transport Delay*, con los valores de análisis 1 ms, 100 ms y 1 s.

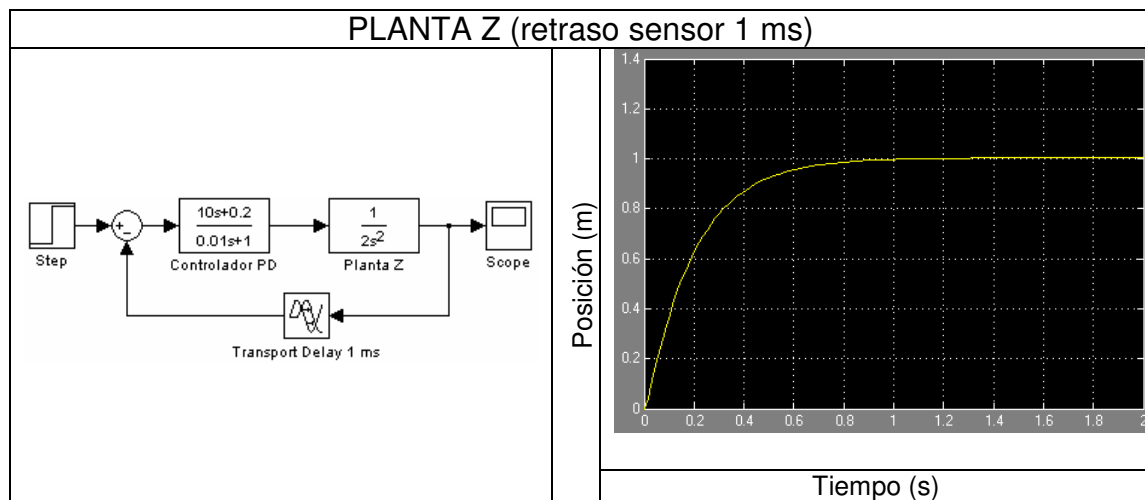


Figura 4.25: Planta Z con retraso de sensor de 1 ms

Dado un retraso tan pequeño, la figura 4.25 muestra una respuesta del sistema que no tiene una variación notoria.

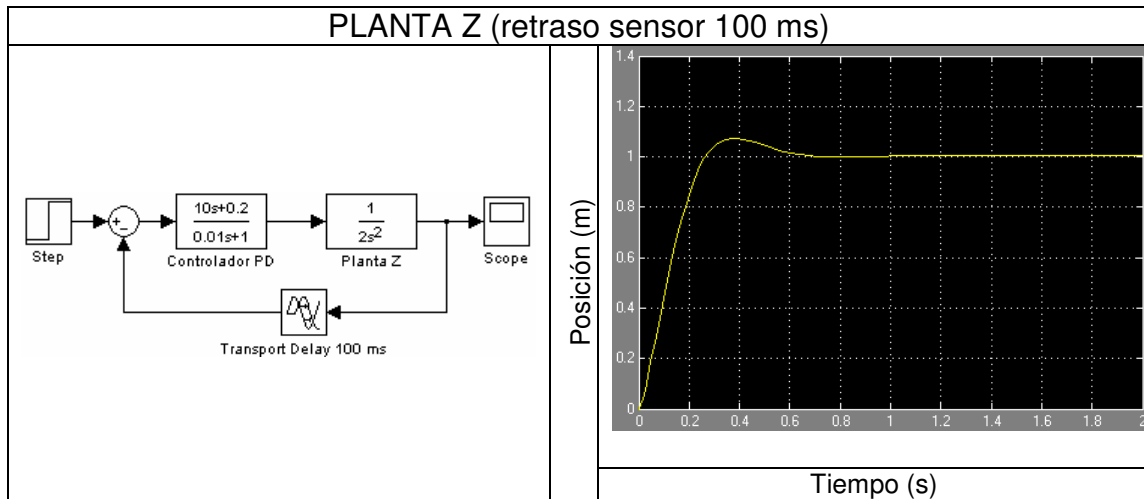


Figura 4.26: Planta Z con retraso de sensor de 100 ms

Con un retraso de 100 ms, la figura 4.26 enseña una variación muy importante. Se ve que en $t = 0,35$ s hay un sobreimpulso no deseado, pero el sistema logra estabilizarse.

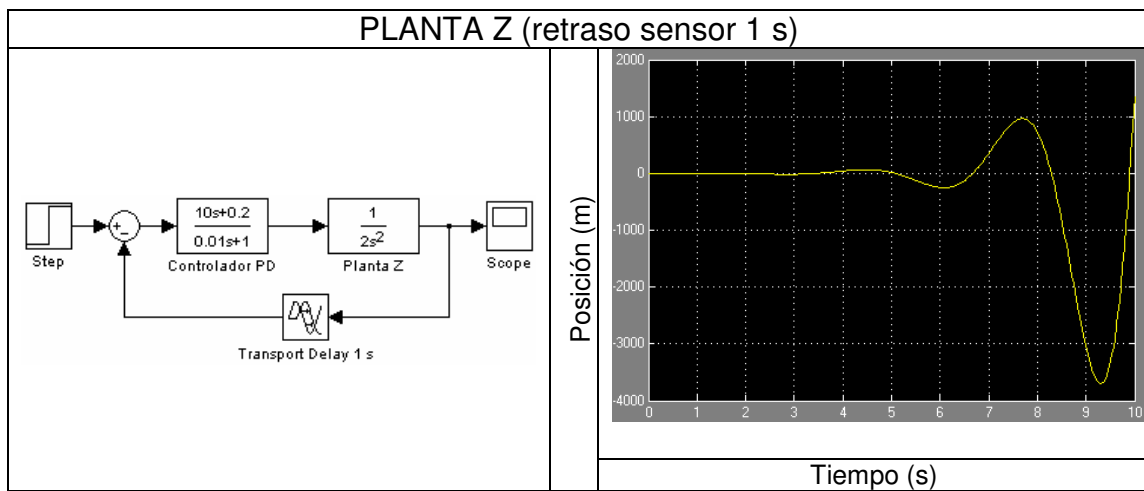


Figura 4.27: Planta Z con retraso de sensor de 1 s

La figura 4.27, con un retraso importante como es 1 s, el sistema se va totalmente a pérdida, ya que los datos necesarios para corregir los errores en la realimentación no están llegando cuando son necesarios.

Para hacer el análisis de la variación de la planta solo se considerará para los retrasos de 1 ms y 100 ms, ya que para cualquier valor mayor que 100 ms el sistema cae en inestabilidad.

Se analizará que pasa si se dobla la masa de 2 kg a 4 kg, pensando que en la realidad el vehículo cargará dispositivos, y luego se verá qué pasa si se le agrega un polo.

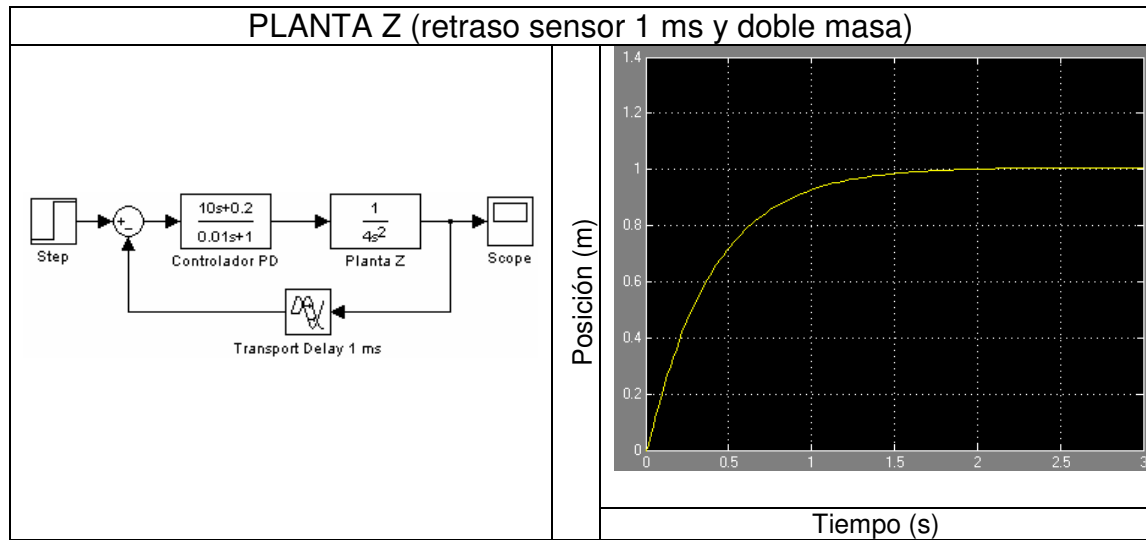


Figura 4.28: Planta Z retraso de sensor 1 ms y doble masa

A primera vista, la figura 4.28, parece que no hubiera variación alguna, pero el sistema está llegando al estado de estabilidad al doble de tiempo objetivo, es decir, $t = 2$ s.

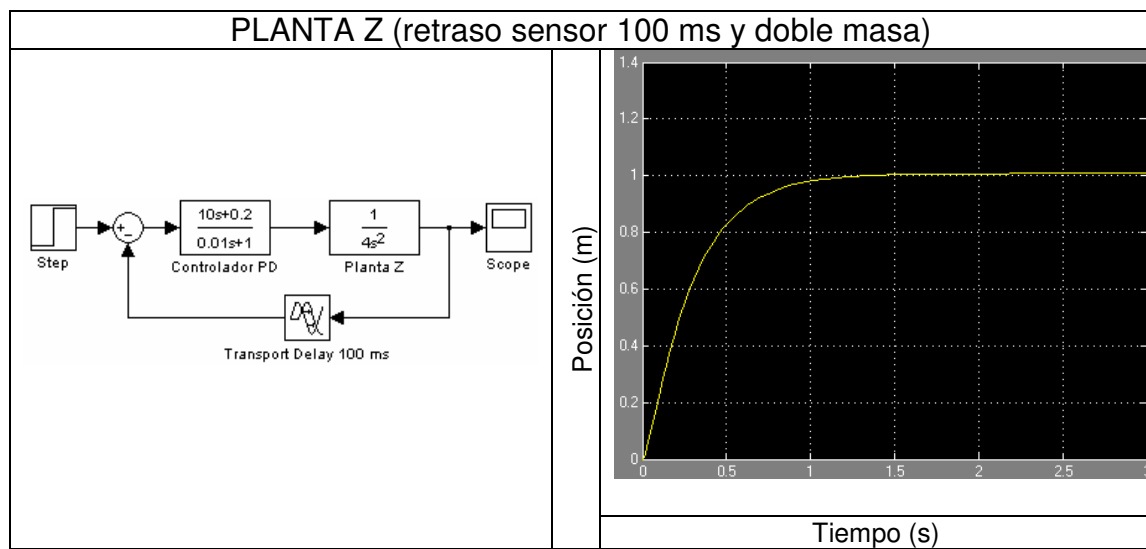


Figura 4.29: Planta Z retraso de sensor 100 ms y doble masa

Entregando los datos más tarde, la figura 4.29 muestra como el sistema se estabiliza medio segundo antes que en la figura 38, es decir, el aumento de peso está compensando levemente el retraso del sensor.

Si se usa la planta Z con la masa original y se le agrega un polo se obtienen los siguientes resultados:

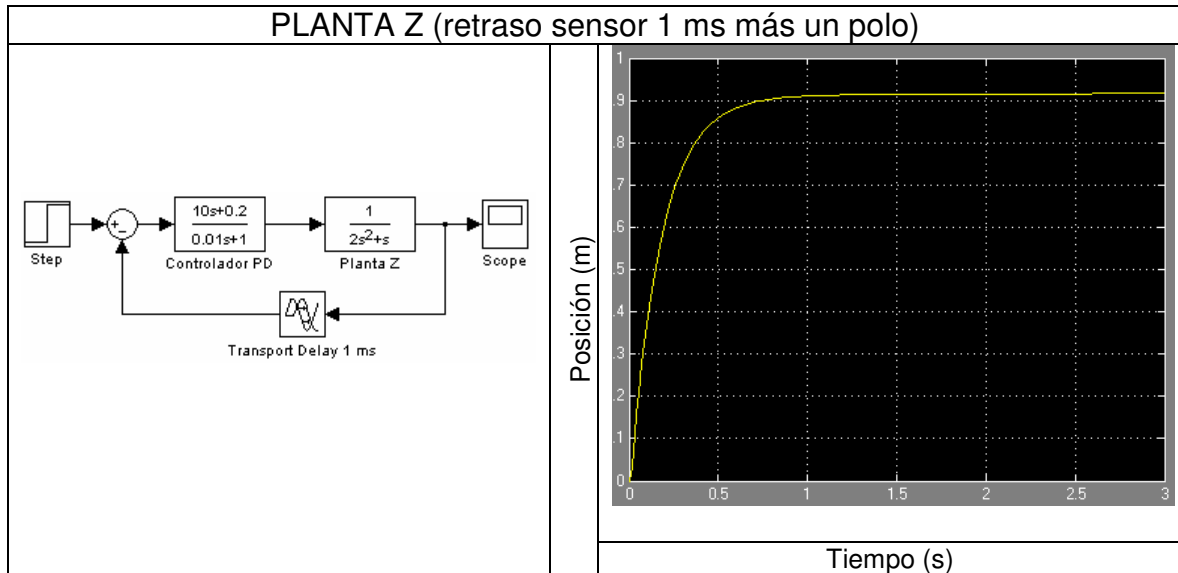


Figura 4.30: Planta Z retraso de sensor 1 ms y un polo extra

Al agregar un polo, la figura 4.30 muestra como se está generando un error de posición del sistema. Se está estabilizando en el tiempo objetivo, pero aproximadamente a una posición de 0,92 m.

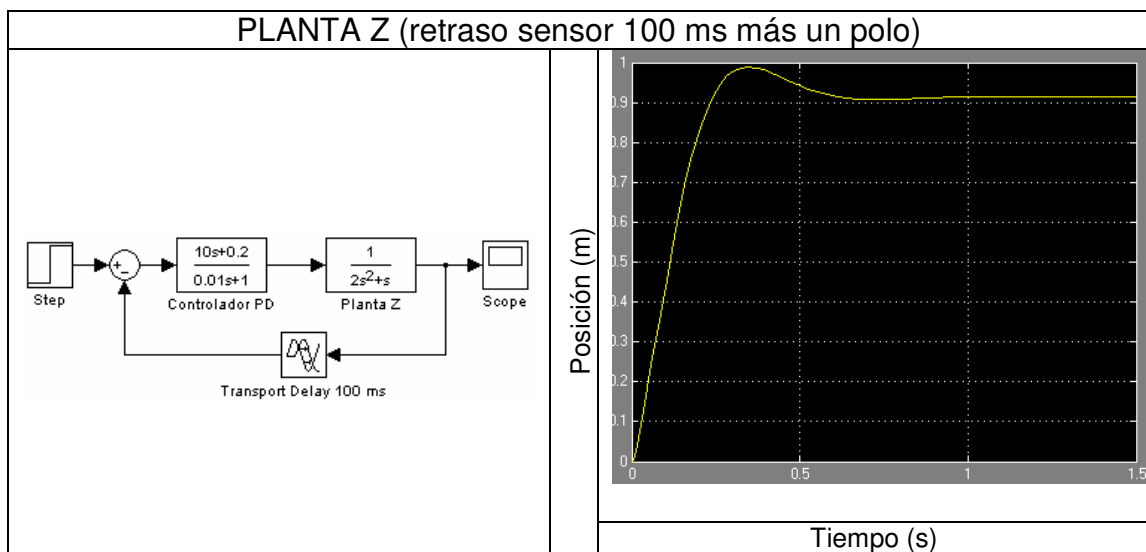


Figura 4.31: Planta Z retraso de sensor 100 ms y un polo extra

Con un retraso de 100 ms, la figura 4.31 muestra que se está generando un error de estabilización a 0,92 m, pero además hay un importante sobreimpulso que genera una pequeña inestabilidad y el sistema se está estabilizando a los 0,6 s.

Estos cambios de planta obligan al modelo a trabajar en márgenes de medida de sensor inferior a los 100 ms para tener un error compensable.

4.6. Integración controlador angular y de posición

La posición en el plano XY y el ángulo ϕ tiene una relación directa, ya que la inclinación del ángulo permite que se produzca el desplazamiento a la posición deseada. No se considera la planta y controlador de Z ya que se mantiene la altura constante.

La figura 4.32 muestra como es el diagrama de bloques del sistema:

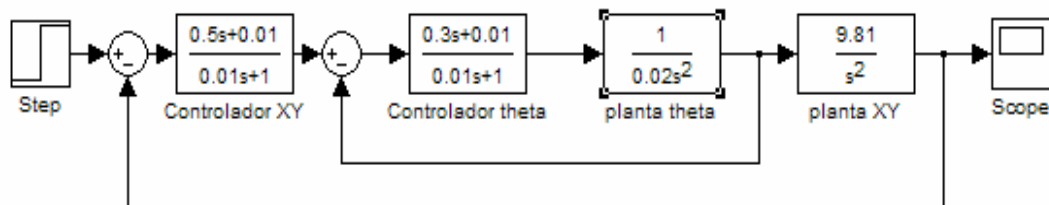


Figura 4.32: Integración controladores

El controlador de XY entrega el ángulo deseado lazo de la planta ϕ . El controlador de ϕ hace los cálculos e intenta entregar este ángulo para que finalmente se envíe la respuesta. La figura 4.33 muestra cual es la respuesta de esta integración. Se observa que el sistema es muy estable, aunque tiene un sobreimpulso muy pequeño, pero es despreciable.

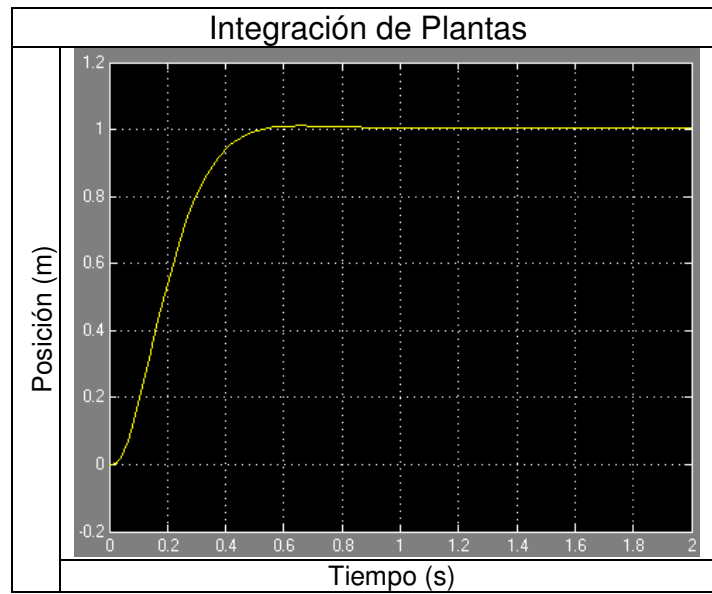


Figura 4.33: Respuesta integración controladores

El sistema tiene un comportamiento muy bueno después de pasar por los controladores, se estabiliza a los 0,6 s en la posición 1 m. Este modelo está considerando dos sensores ideales, por lo que se debe considerar trabajar con un retraso entre 1 ms y 100 ms.

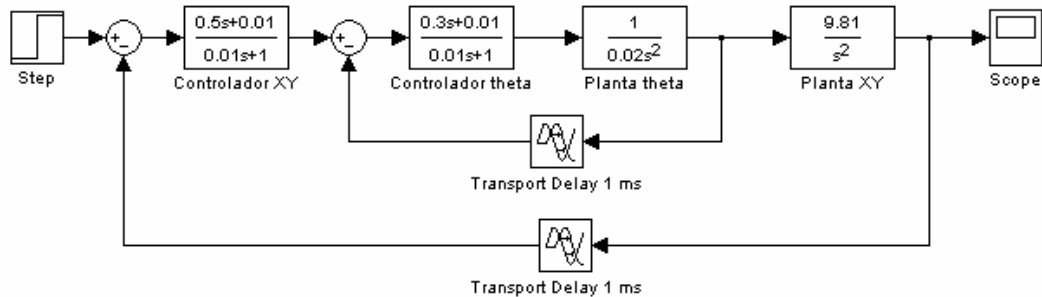


Figura 4.34: Integración controladores con retraso 1 ms

La figura 4.34 muestra el sistema con dos sensores de las mismas características y los mismos retrasos de 1 ms.

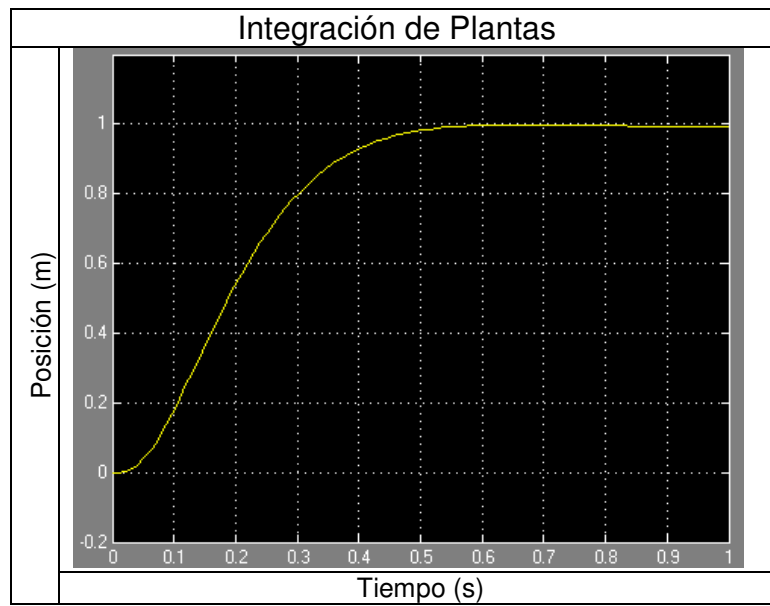


Figura 4.35: Respuesta integración controladores retraso 1 ms

El retraso de 1 ms en la realimentación muestra en la figura 4.35 que no hay cambios notables en la respuesta.

El diagrama de bloques de la figura 4.36 muestra que se cambia a un retraso de 50 ms.

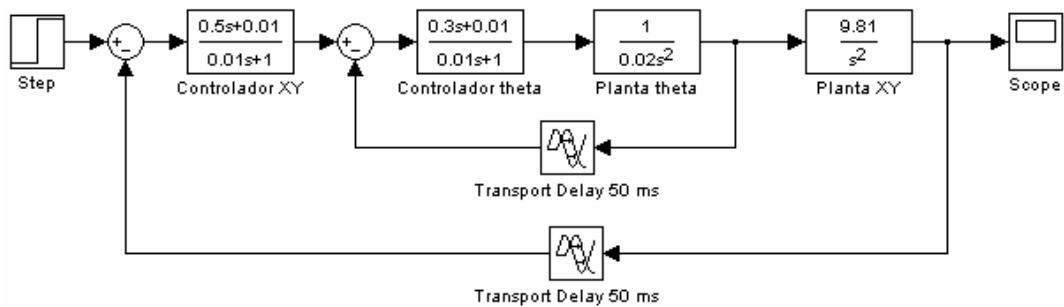


Figura 4.36: Integración controladores con retraso 50 ms

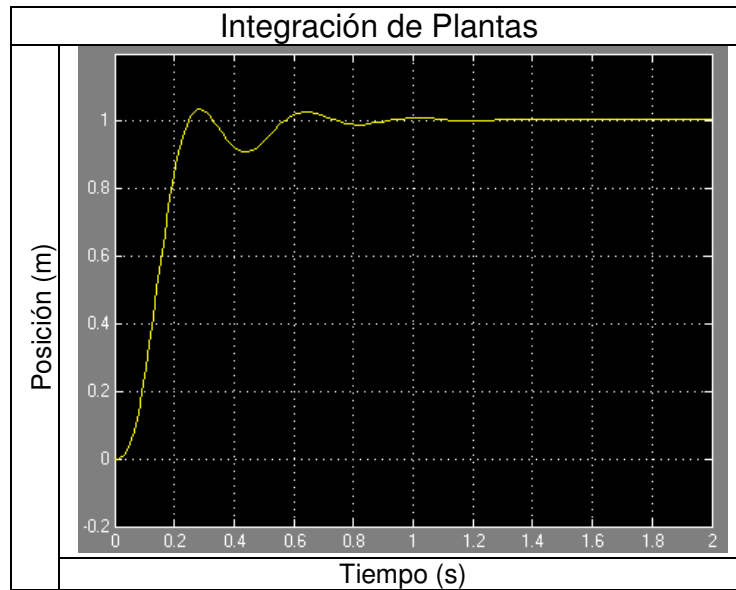


Figura 4.37: Respuesta integración controladores retraso 50 ms

El sistema de la figura 4.37 llega a la estabilidad en $t = 1,1$ s, pero pasa por un periodo de inestabilidad. Esto muestra que a medida que se aumenta el retraso, el sistema está reaccionando más tarde y le está costando estabilizar.

Finalmente con un retraso de 100 ms, cuyo diagrama de bloque es la figura 4.38, se obtiene la respuesta de la figura 4.39.

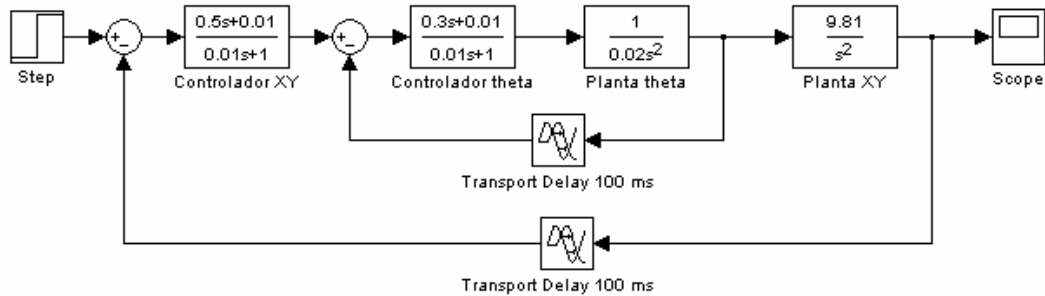


Figura 4.38: Integración controladores con retraso 100 ms

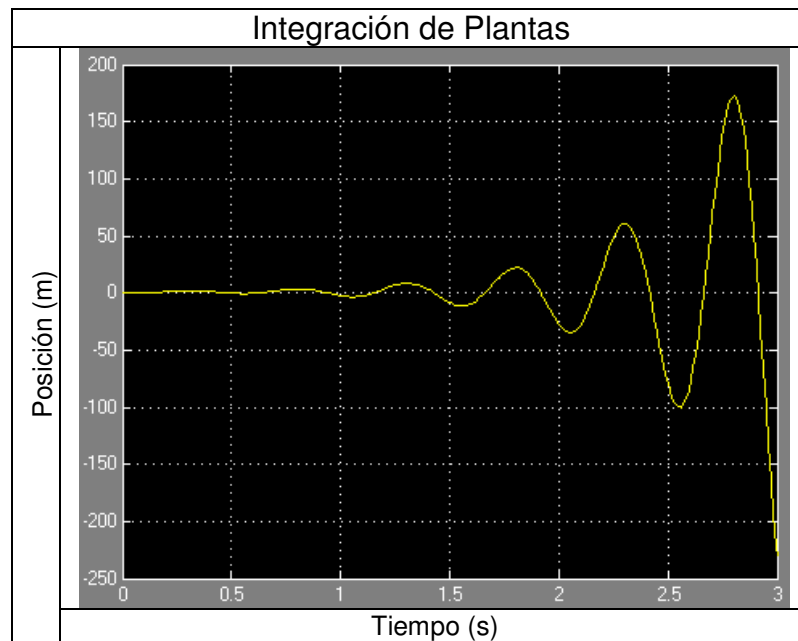


Figura 4.39: Respuesta integración controladores retraso 100 ms

La figura 4.39 muestra como con un retraso de 100 ms el sistema se va a pérdida total. Lo anterior se debe a que la señal está teniendo un doble retraso de realimentación, y el sistema no es capaz de soportarlo.

El análisis de la integración de los controladores muestra cual es la sensibilidad del sistema ante los retrasos. El sistema total no puede superar los 50 ms ya que se entra en la zona inestable y el vehículo real podría caer.